



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية  
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE



MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET  
DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE CONSTANTINE I

Faculté des Sciences de la Technologie  
Département Génie Mécanique

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي

جامعة قسنطينة 1

كلية علوم التكنولوجيا  
قسم: الهندسة الميكانيكية

N° d'ordre : .....

Série : .....



## Mémoire

Présenté en vue de l'obtention du  
Diplôme de Master 2 en Génie Mécanique

**Option:**

Aéronautique

**Thème:**

## Fonctionnement et analyse structurale du rotor principal d'hélicoptère en vol vertical

**Présenté par:**

Mr. ZITOUNI Foued

**Encadreur:**

Pr. NECIB Brahim, PhD en Aéronautique.

**Promotion 2012/2013**



# إهداء

أهدي هذا العمل المتواضع، إلى من أوصاني الله ببرها أُمي الحبيبة  
الغالية التي تعبت و لا تزال من أجل راحتنا و تحصيلنا العلمي و  
التربوي، إلى أبي الحنون الذي لا يدخر جهدا ولا مالا من أجل تفوقنا  
الدراسي و العلمي.

إلى جدتي رحمها الله، التي لم أر أحن و أشفق علي منها.  
إلى خالتي الحبيبة التي ربنتي ولا تزال، إلى أخي و أختي الغالين الذين  
أعزهما.

إلى زوجتي العزيزة و شريكتي في الحياة أم عبد الكريم، التي كانت لي  
خير عاضد و أخلص رفيق.

إلى إبني الحبيب محمد عبد الكريم رعاه الله ورزقه بسطة في العلم و  
الجسم.

إلى أمة الإسلام، أمة التوحيد و السنة.  
و الحمد لله رب العالمين

## شكر و تقدير

بخصوص هذه الدراسة، و التي تتمثل في مذكرة تخرج لنيل درجة الماجستير أكديي بكلية الهندسة الميكانيكية تخصص طيران، فإننا نحمد الله سبحانه و تعالى أولاً و آخراً، على كل نعمه الظاهرة و الباطنة و الذي منها أن يسر لي إكمال هذه الرسالة العلمية و سير لي كل الظروف المعنوية و المادية الملائمة لذلك.

كما لا يفوتني أن أشكر أستاذنا المحترم الذي صبر على تأطيري، أ.د. إبراهيم نسيب، و الذي أمدني بنصائح و توجيهات كانت مفيدة و مهمة جدا فجزاه الله عني خيراً.

كما أتقدم بالشكر لكل الأساتذة المحترمين بكلية علوم الهندسة الميكانيكية بجامعةتنا و على الخصوص من قاموا بتدريسنا و الإشراف على تكويننا خلال كل سنوات الدراسة، و أخص بالذكر أ.د. نموشي و أ.د. بن منصور.

و في الأخير، أتقدم بتحية عطرة لكل من ساهم و ساعد الفقير لربه على تنظيم البحث، من قريب أو بعيد، و أخص بالذكر الصديقين د. يونس دباح و د. تقي الدين بوقليع فجزى الله الكل خيراً و الحمد لله رب العالمين.

كتبه: أبو عبد الكريم فؤاد زيتوني.





# Table des matières

<b>Résumé .....</b>	<b>1</b>
<b>Introduction.....</b>	<b>2</b>
 <b>Chapitre I: Fonctionnement du rotor principal en vol vertical</b>	
1.1 Principes du vol de l'hélicoptère.....	5
1.1.1 L'effet du Torque.....	6
1.2 Principe de Direction.....	8
1.3 Fonctionnement du rotor principal en vol vertical.....	10
1.4 Système de Transmission.....	12
 <b>Chapitre II: Performance du rotor principal en vol vertical</b>	
2.1 Introduction.....	15
2.2 Rotorcraft en vol vertical.....	15
2.3 Performances en vol stationnaire.....	15
2.4 Performances en montée verticale.....	18
2.5 Performances en descentes verticales.....	20
 <b>Chapitre III: Géométrie du rotor et introduction à l'analyse structurale</b>	
3.1 Géométrie.....	23
3.1.1 Matériaux utilisés pour la construction d'hélicoptère.....	23
3.1.2 Description de la géométrie.....	23
3.1.2.1 Dimensionnements.....	23
la pale.....	23
Le bras de pas collectif.....	23
Le Hub.....	24
Le Collecteur principal.....	24
Arbre de transmission.....	24

3.1.2.2. Matériaux utilisés.....	25
3.2 Introduction à l'analyse structurale.....	25
3.2.1. Forces et moments.....	25
3.2.2. Forces en Mécanique des Matériaux.....	26
3.2.3. Étude des contraintes.....	27
3.2.3.1. Les contraintes principales: Maximales, Moyennes et Minimales.....	29
3.2.3.2. La contrainte équivalente.....	30
3.2.3.3 L'intensité de contrainte.....	31
3.2.4. Déformation totale.....	31
3.3 Hypothèses simplificatrices.....	32

#### **Chapitre IV: Résultats et localisation des zones critiques**

4.1. Introduction.....	34
4.2. Résultats et localisation.....	35
4.2.1. Le bras de pas collectif.....	35
4.2.3. Hub.....	46
4.2.2. Collecteur principal - arbre de transmission.....	57
4.2.4. La pale.....	68

<b>Conclusion et Recommandation.....</b>	<b>79</b>
--	-----------

# Nomenclature

RPM = round per minutes

NASA = National Administration for Space and Aeronautics

MTOW=Maximum Take-offWeight

TOW=Take-offWeigh

NOTAR=NOTAil Rotor

$C_L$  =lift coefficient

$C_{Lmax}$ =maximum lift coefficient

$C_D$  =drag coefficient

$d$  =diamètre

$L$ =lift force

$p$ =pression

$T$  =engine thrust

$v_c$  =climb speed (climb rate)

$v_i$  =rotor's induced velocity

$v_h$  =rotor's induced velocity in hover

$v_s$  =sinking speed, or descent rate

$V$  =aircraft's velocity in the horizontal direction

$W$  =pois

$\theta_o$  =collective pitch

$\epsilon$  : Déformation élastique

$\sigma$  : Contrainte (e: équivalent, i: intensité)

$\tau$  : Contrainte de cisaillement

$A$  : surface du disque

$w$  : vitesse de rabattement

$D_L$  : chargement du disque

$\dot{m}$  : Débit massique

$P_h$  : poussée de vol stationnaire

$P$  : poussée de vol montée



## ملخص

المروحيات هي نوع من الطائرات العمودية والتي تحصل على قوة دفع و رفع عن طريق أنظمة ميكانيكية و دوارات رئيسية. وهذا يتيح لها أن تقلع وتهبط عموديا، تحوم وتطير إلى الأمام والخلف وعلى الجانبين بكل سلاسة.

عملنا ينطوي على تحليل الإجهادات والتشوهات المرنة (الإيلاستيكية) في الدوار الرئيسي لهليكوبتر في حالة الطيران العمودي. باعتبار تشغيل الحواماة لفترات زمنية طويلة تنتج بسبب الأحمال الميكانيكية و آثار الدينامية الهوائية على الدوار الرئيسي. مشاكل التقنية في أجزاء رئيسية من الدوار. في هذا السياق، تم حساب مجموعة من التشوهات المرنة أثناء إقلاعها العمودي والتحويم، كما تم حساب الاجهادات الرئيسية و المكافئة. حيث إكتشفنا أنها كانت تقع في المناطق الحرجة من الدوار الرئيسي أين يوجد تركيز من الضغوط و توزيعات للتشوهات المرنة.

في هذا التحليل البنيوي بواسطة محاكاة رقمية متطورة جدا -إستعمال برنامج ANSYS لأول مرة في جامعتنا- و باستخدام تقنية العناصر المنتهية بدقة عالية جدا للدوار الرئيسي لهليكوبتر تحوم في حالة طيران عمودي. تمكنا و لله الحمد من تحديد المناطق الحرجة التي يتركز فيها الإجهاد و التشوه المرن و التي قد تسبب أعطاب و خلل في أجزاء حساسة و خطرة من نظام الدوار الرئيسي.

## Résumé

Les hélicoptères sont des types de giravion dans lequel la portance et la poussée sont fournies par des systèmes de rotors mécaniques. Cela leur permet de décoller et d'atterrir verticalement ; de planer et de voler vers l'avant et vers l'arrière et latéralement.

Notre travail consiste en l'analyse des efforts, des contraintes et des déformations du rotor principal d'un hélicoptère en vol vertical. Son fonctionnement et sa performance ont été considérés sous l'effet de plusieurs cycles de fonctionnement durant lesquelles des charges et des effets dynamiques et aérodynamiques sur le rotor principal. En conséquence, des problèmes techniques dans les parties importantes du rotor se font apparus. Dans ce contexte, une analyse des déformations totales élastiques durant les phases de décollage ou descente vertical, et des vols stationnaires et les contraintes principales et équivalentes ont été calculées. Aussi la localisation des zones critiques du rotor ou il y a une concentration des contraintes et des distributions de déformation ont été localisées.

A cet effet une analyse structurale par des simulations numériques -Utiliser le programme ANSYS pour la première fois dans notre université- utilisant un maillage très fin utilisant de la méthode des éléments finis a été considérée pour un rotor principal d'hélicoptère en vol stationnaire en montée et en descente vertical. Il a été observé que les zones critiques de contraintes et de déformations sont localisées dans les parties tendues, comprimées ou minces des systèmes importants du rotor.



## Introduction

Un hélicoptère est un type de giravion dans lequel la portance et la poussée sont fournies par des systèmes de rotors mécaniques. Cela permet à l'hélicoptère de décoller et d'atterrir verticalement ; de planer et de voler vers l'avant et vers l'arrière et latéralement. Ces attributs permettent à l'hélicoptère d'être utilisé dans des zones encombrées et isolées où les aéronefs à voilure fixe ne pourraient pas habituellement être en mesure de décoller ou d'atterrir. La capacité à planer efficacement pendant de longues périodes de temps permet à l'hélicoptère d'accomplir des tâches que les aéronefs à voilure fixe ne peuvent pas effectuer.

En réalité, le mot "helicopter" est un mot anglais adapté au français à "hélicoptère", inventé par Gustave de Ponton d'Amécourt en 1861, qui provient du grec helix/helik = "tordu, courbé" et "pteron" = "aile". Des surnoms sont utilisés pour les mots hélicoptères tels que chopper ou hélico.

En générale, les Hélicoptères ont été développés et construits pour le vol durant le premier demi-siècle des années 1900 et ce, en utilisant le type "Focke-Wulf Fw 61" qui était le premier hélicoptère opérationnel (en 1936) [Ref.1] En conséquence, plusieurs chercheurs ont effectués des recherches scientifiques concernant les principaux systèmes mécaniques de l'hélicoptère tels que le rotor principal et les pales d'hélicoptère. Notamment en 2002, le bureau d'étude de la sécurité des transports du Canada (BST) a fait des recherches sur les ruptures des pales de rotor principal. En 2004, Mr. M.Potsdam de la NASA- Rotorcraft Division a effectué une étude sur les charges aérodynamiques appliquées sur la structure des rotors principaux. Et enfin en 2008, Mr. A.Chelali a identifié, étudié et modélisé les charges dynamiques du rotor principal d'hélicoptère utilisant la méthode des éléments finis.

Notre travail consiste en l'analyse des efforts, des contraintes et des déformations du rotor principal d'un hélicoptère en vol vertical. Son fonctionnement et sa performance ont été aussi considérés. En effet, après plusieurs cycles de fonctionnement par année, et en raison des charges et des effets dynamiques et aérodynamiques sur le rotor principal, apparaissent des problèmes techniques dans des parties très importantes du rotor principal et ce, sous l'effet des contraintes et des charges extérieures. Les déplacements et les déformations totales élastiques durant les phases de décollage ou descente vertical, et des vols stationnaires ont été calculés. Dans ce contexte et afin d'augmenter la durée de vie et de fonctionnement du rotor principal, une étude a été considérée par la localisation des zones critiques où il y a une concentration des contraintes et des distributions de déformation élastique.

A cet effet une analyse structurale par des simulations numériques utilisant un maillage très fin utilisant la méthode des éléments finis a été considérée pour un rotor principal d'hélicoptère en vol stationnaire en montée et en descente vertical. Il a été observé que les zones critiques de contraintes et de déformations sont localisées dans les parties tendues, comprimées ou minces des systèmes importants du rotor.

Notre travail contient quatre chapitres en plus d'une introduction, une conclusion et des références bibliographiques. Le fonctionnement et les performances du rotor principal de l'hélicoptère en vol vertical sont présentés dans le premier et le deuxième chapitre respectivement. Le troisième chapitre consiste en une présentation géométrie et une analyse théorique structurale du rotor. Tandis que les contraintes, les déformations et la localisation des zones critiques du rotor sont présentées dans le quatrième chapitre ou des bons résultats ont été observés.

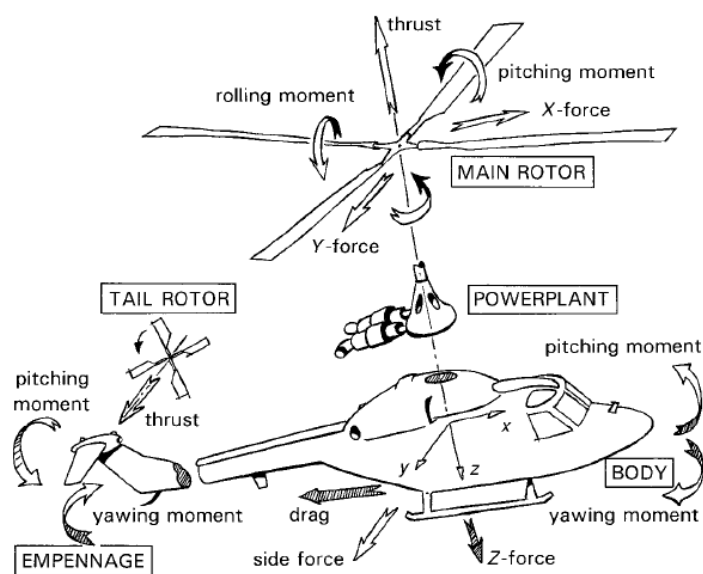
## Chapitre I

### *Fonctionnement du rotor principal en vol vertical*

## 1.1 Principes du vol de l'hélicoptère

Considérant que la force de portance pour un système d'aile fixe est produite par le passage d'air sur la voilure de l'aile. Les pales rotatives du rotor de l'hélicoptère sont des surfaces portantes qui produisent la force de portance pour contrebalancer le poids de l'hélicoptère (voir figure 1.1) [Ref.2]

Bien qu'il soit plus fréquent d'avoir un rotor, il y a un certain nombre d'hélicoptères à double rotors où les deux rotors peuvent être situés en avant et en arrière en tandem, tandis que d'autres peuvent avoir les rotors situés côte-à-côte de chaque côté du fuselage (voir fig.1.5). Les rotors peuvent comprendre un certain nombre de pales qui peuvent varier généralement entre deux et six .certains modèles peuvent utiliser 7 lames (CH-53E) et même 8 pales (MI-26). (Voir figure 1.2 et 1.3). Ces connaissances vont être employées dans notre thèse. [Ref.3]



**Fig. 1.1** modélisation de composant d'un hélicoptère



**Fig. 1.2 CH-53E**

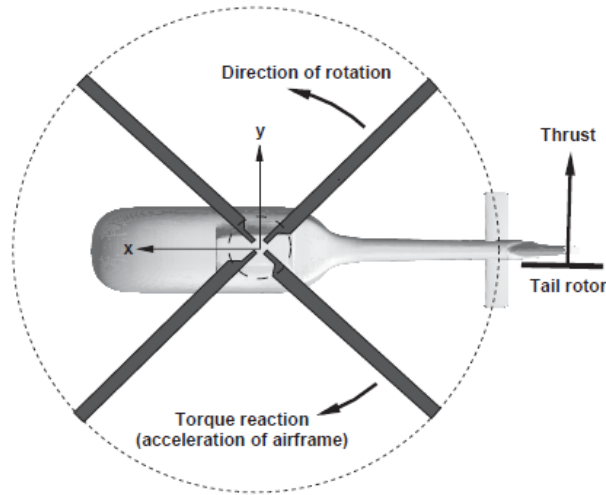


**Fig. 1.3 Mil MI-26**

Le fait que la force de portance de l'hélicoptère est générée par la rotation du rotor principal, provoque une complication supplémentaire pour l'hélicoptère, c'est l'instabilité générée par l'effet du torque.

### **1.1.1 L'effet du Torque:**

Comme le système de propulsion de l'hélicoptère entraîne la tête du rotor principal dans une direction, une réaction égale et oppose, tend à faire tourner le fuselage dans l'autre sens ce qui serait inacceptable pour le vol normal de régulation.

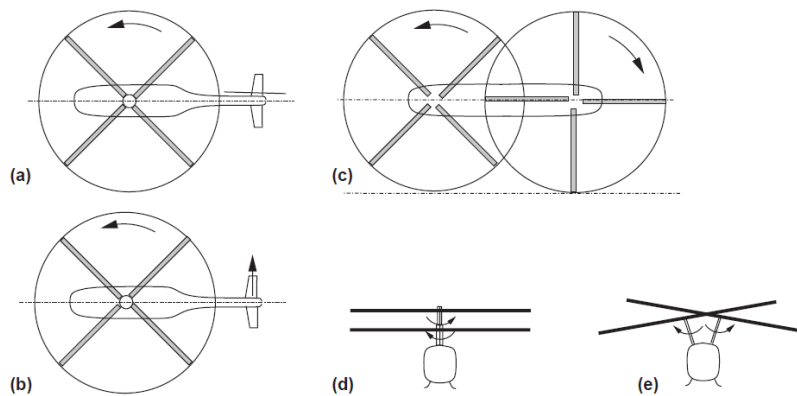


**Fig. 1.4** phénomène du torque dans un hélicoptère.

Ce problème est résolu en utilisant un rotor arrière qui applique une force de contre-effet (comme une force d'un "ascenseur" horizontal) qui empêche le fuselage de l'hélicoptère de tourner. (Voir figure 1.4).

Le rotor de queue est entraîné par un prolongement d'un système de transmission par engrenage qui relie la tête du rotor de queue avec les moteurs principaux.

Une autre méthode -appelée TANDEM- a le même rôle d'un rotor de queue, a été développée récemment. En utilisant un rotor double tournant en sens inverse, pour éliminer l'effet du torque de l'un a l'autre, mais il ne peut pas être mis en balance avec exactitude. (Voir la figure 1.5) [Ref.4]



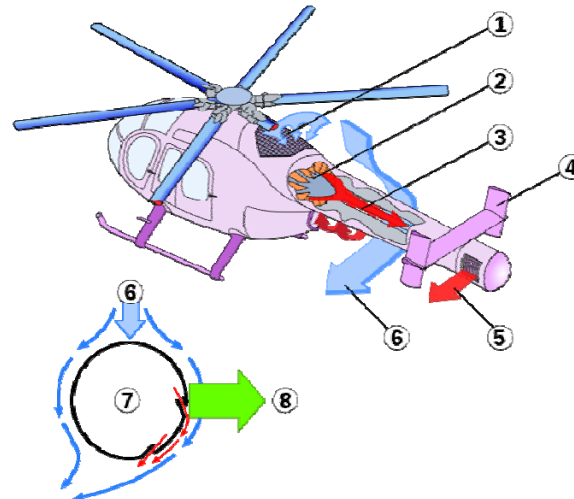
(a) conventional helicopter; (b) NOTAR; (c) tandem; (d) coaxial; (e) intermeshing.

**Fig. 1.5** différent type de système anti torque

La technologie NOTAR (NO Tail Rotor), fournit un anti-couple de même principe qu'un rotor de queue en utilisant Un puissant ventilateur à pas variable



entraîné par la transmission du rotor principal. Ce ventilateur force l'air à basse pression à travers le canal de queue, est produite donc une force anti couple proportionnelle à la quantité de flux d'air du souffle du rotor. Ceci est complété par un propulseur à jet (voir la figure 1.6).



**Figure 1.6:** système NOTAR; 1 Entrée d'air, 2 Ventilateur à pas variable, 3 Poutre de queue avec Coanda Slots, 4 stabilisateurs verticaux, 5 Propulseur à jet, 6 rabattement, 7 section de queue, 8 force anti-couple

D'après les informations précédant, on peut appliquer des forces dans notre simulation sur le collecteur principal et considéré l'arbre de transmission fixe pour localiser les zones critiques générées par l'effet du torque sur le rotor principal.

## 1.2 Principe de Direction:

L'inclinaison longitudinale de la tête du rotor (avant-arrière) et latérale (côté à côté) permet d'obtenir des forces nécessaires pour le mouvement horizontal de l'hélicoptère.

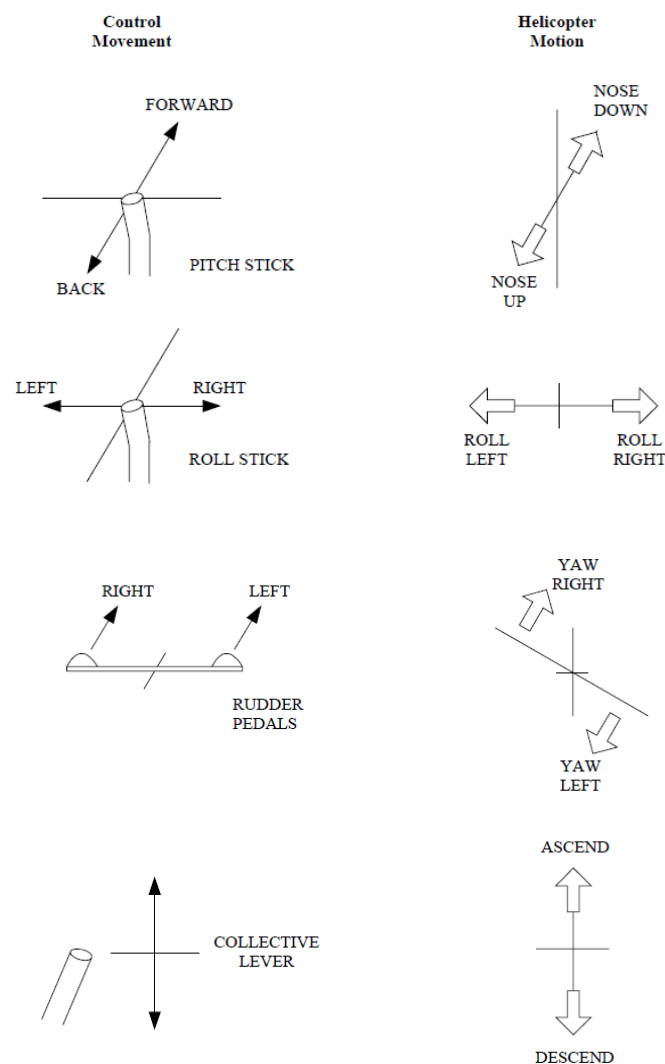
Ce résultat est obtenu en faisant varier le pas cyclique de la tête du rotor. Déplacer le bâton du pilote vers l'avant permet de modifier la hauteur cyclique en même temps que l'inclinaison du rotor principale vers l'avant, ce qui ajoute un élément de force vers l'avant à la force de portance et permet à l'hélicoptère de se déplacer vers l'avant. Déplacer le bâton du pilote vers l'arrière, cause un déplacement du rotor principal vers l'arrière ce qui génère le mouvement de l'hélicoptère vers l'arrière. La figure 1.7 Montre l'effet des commandes du pilote sur la tête du rotor principal et le mouvement de l'hélicoptère ultérieur. [Ref.5].

Le mouvement de la colonne de commande du rotor principal d'un côté à l'autre, fait incline le rotor en conséquence, et permet à l'hélicoptère de se déplacer

latéralement de gauche à droite. Le contrôle en lacet - yaw - est un moyen de palonniers pour les aéronefs à voilure fixe.

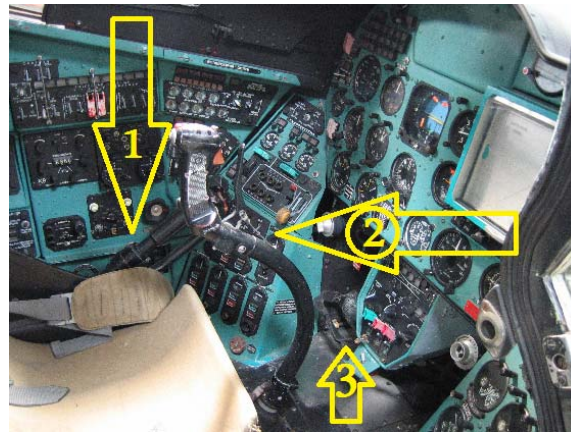
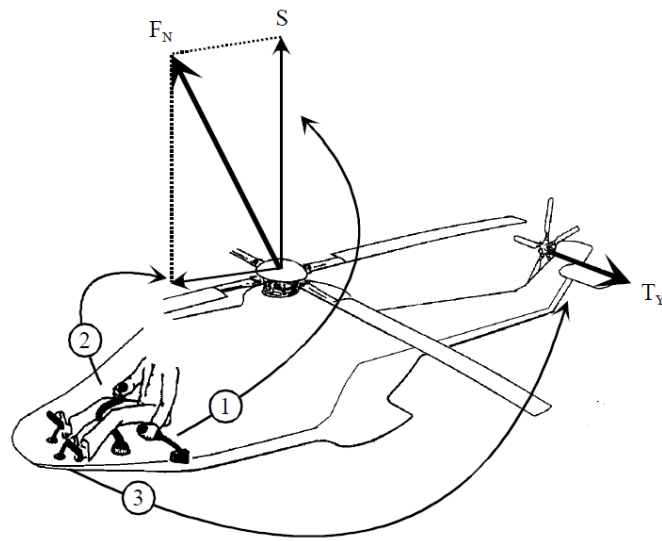
Dans le cas de l'hélicoptère, le mouvement des pédales de direction modifie le pas des pales du rotor de queue, et donc varier la force de poussée du rotor de queue.

Déplacer les pédales du palonnier à gauche pour lancer un mouvement de lacet -yaw- vers la gauche augmente la poussée du rotor de queue et permet à l'hélicoptère de tourner vers la gauche.



**Figure 1.7** The effect of pilot's controls on helicopter motion

Déplacer les pédales de direction vers la droite entraîne une réduction correspondante de la poussée du rotor de queue et l'hélicoptère tourne à droite. C'est la situation pour un cas nominal avec une vue en plan antihoraire, certains hélicoptères utilisent une rotation horaire, dans ce cas l'inverse est vrai. [Ref.6]



**Figure 1.8.** Contrôle d'un hélicoptère d'attaque de type: **MIL MI-26**

Le pilote a trois moyens de maîtriser un hélicoptère (voir la figure 1.8):

- le levier de pas collectif (1) qui commande le module  $F_N$ .
- le manche cyclique (2) qui produit l'orientation dans l'espace à travers l'inclinaison du disque rotor.
- la pédale (3) qui contrôlent l'orientation de  $T_y$  du rotor de queue. [Ref.7]

### 1.3 Fonctionnement du rotor principal en vol vertical:

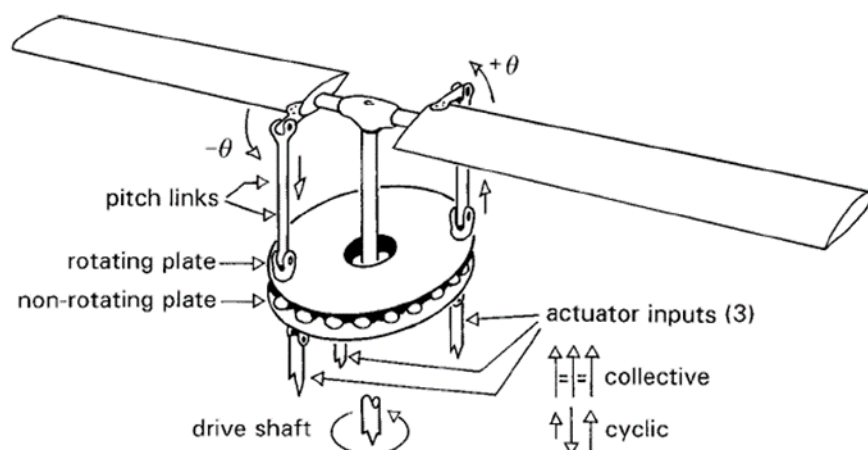
Le mouvement vertical de l'hélicoptère est amorcé en faisant varier le pas de toutes les pales du rotor principal qui nous permet d'augmenter ou de diminuer la portance totale du rotor à l'aide de l'excès de la puissance disponible. La diminution des résultats de la portance du rotor à une force descendante résultante fait descendre l'hélicoptère. L'augmentation de portance du rotor produit une force résultant vers le haut qui permet à l'hélicoptère de prendre de l'altitude. Ces opérations produisent des charges aérodynamiques sur les pals, et alors génèrent des déplacements et des déformations élastique, est influent à leur tour les autre partie du rotor principal notamment comme: Le Hub, Le bras de pas collectif, Le Collecteur principal et l'arbre

de transmission par la création des zones de concentrations des contraintes, la localisation de ces zones est l'objectif de notre thèse. [Ref.8]

**Note:** Le pas des pales du rotor principal varie au moyen d'un levier de pas collectif.

La puissance du moteur ou du couple, est contrôlé par un poigné tournant d'accélérateur situé à l'extrémité du levier collectif et généralement exploité conjointement avec le levier de pas collectif fait monter ou descendre l'hélicoptère doucement et au besoin.(voir fig.1.9).

Piloter l'hélicoptère est donc réalisé par une bonne coordination entre les différents outils cites précédemment. En général, l'hélicoptère est plus instable que son homologue à voilure fixe classique. En outre, les effets secondaires de certaines commandes de l'hélicoptère sont plus influents (rotor de queue), ce qui nécessite de plus grandes corrections de contrôle compensatoires par le pilote (ou par des systèmes de stabilité électronique utilises généralement par Kamov KA-50 et Boeing RAH-66). Il s'ensuit que le vol d'un hélicoptère est beaucoup plus difficile que de piloter un aéronef à voilure fixe, surtout lorsque l'on tente d'exécuter un suivi précis ou des tâches de positionnement dans de mauvaises conditions climatiques.



**Figure 1.9.** Principe de de pas cyclique et collective

Pour cette raison, certains hélicoptères sophistiqués possèdent des systèmes de pilotage automatique multimodes auto-stabilisation afin de minimiser les effets d'interactions, réduisant ainsi la charge de travail du pilote et lui permettre ainsi de se concentrer sur des aspects cruciaux du vol ou de la mission.

## 1.4 Système de Transmission:

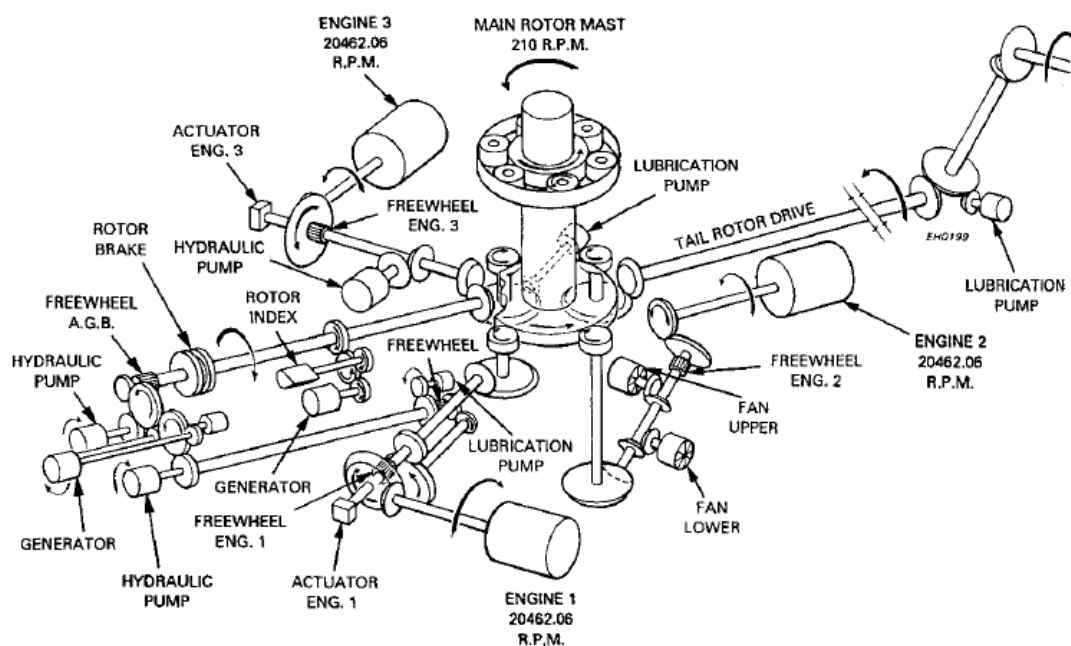
Une idée de la complexité du système de transmission nécessaire pour un hélicoptère de trois moteurs peut être obtenue à partir de la figure 1.10. Le train collecteur entraîne le rotor principal à 210 rpm à travers un engrenage d'une boîte à vitesse. L'arbre du rotor de queue fait fonctionner avec une roue collectrice à 3312 rpm.

Le relais d'accessoires entraîne également le renvoi du collecteur. Cependant, lorsque le rotor est arrêté, il est possible d'entraîner le boîtier d'accessoires par l'APU à partir du moteur n°1 par la sélection de pilote.

Le boîtier des accessoires entraîne deux des trois pompes hydrauliques et les deux générateurs de courant alternatif. La troisième pompe hydraulique est entraînée directement sur la boîte de transmission principale. Le système de lubrification de boîte de transmission principale comprend deux circuits de lubrification indépendants, chacun avec son propre filtre de la pompe à huile et du refroidisseur. La boîte de transmission principale et l'installation du moteur de l'EH 101 sont présentées dans la figure 1.11.

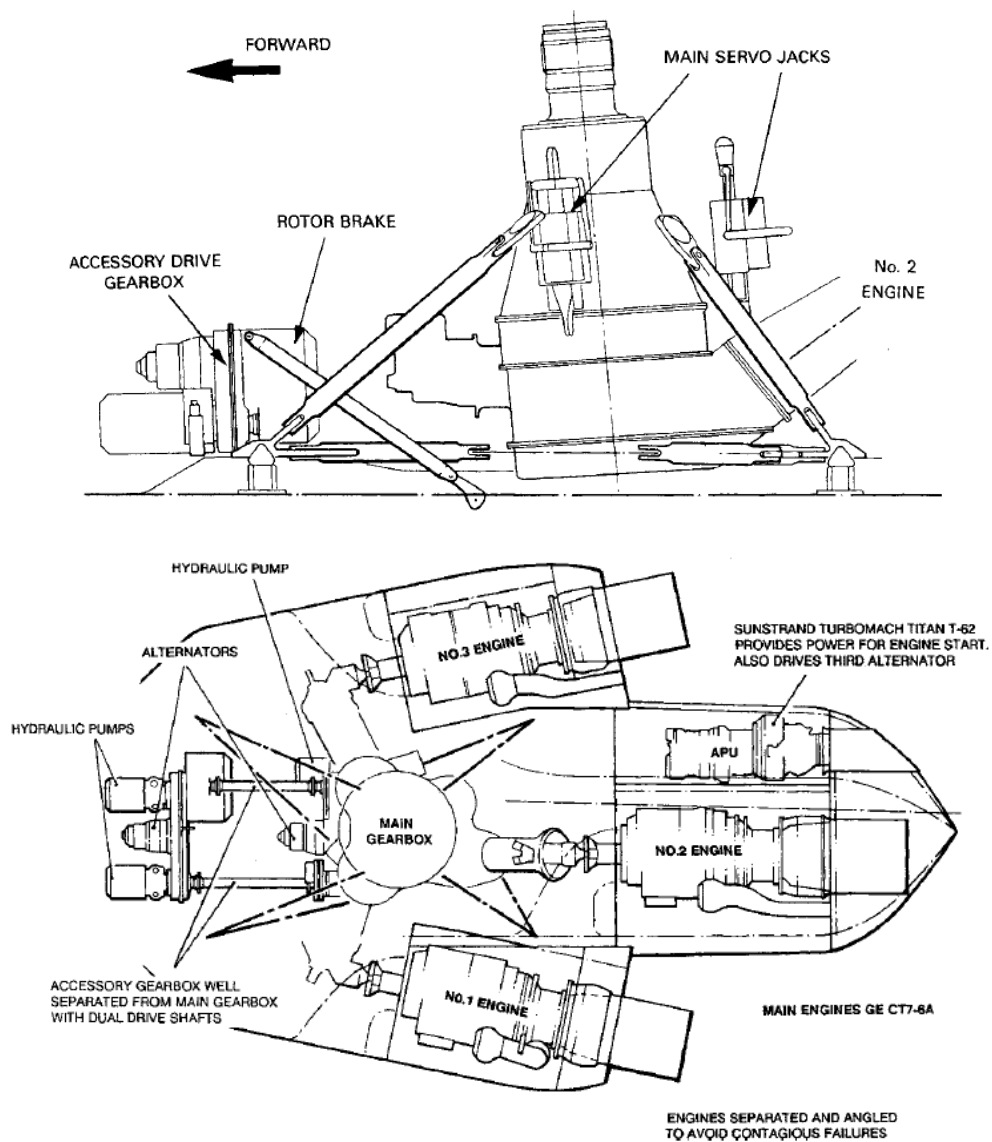
Le nez de l'hélicoptère se trouve à gauche de la figure.1.10. Les trois moteurs sont bien visibles. Le boîtier d'accessoires se trouve sur le devant de la boîte de transmission principale et le disque de rotor principal s'élève verticalement à partir la boîte de transmission principale.

En raison de l'importance évidente du système de transmission d'un degré considérable de surveillance est en stade de recherche pour détecter les défaillances à un stade initial. [Ref.9]



**Figure 1.10.** Système de transmission principale de l'EH 101 Merlin (AGUSTA WESTLAND)

Les paramètres typiques qui sont surveillés sont: les pressions d'huile et la température, les températures de roulements, l'usure, et dans certains cas les accélérations. [Ref.10]



**Figure 1.11.** L'installation des moteurs et la boîte de transmission principale de l'EH



## **Chapitre II:**

### *Performance du rotor principal en vol vertical*

## 2.1 Introduction:

Ce chapitre traite des méthodes de calcul de la performance d'un hélicoptère en vol vertical, y compris le vol stationnaire ainsi que la montée et la descente axiale. Afin de mieux comprendre l'influence des charges sur le rotor principal.

## 2.2 Rotorcraft en vol vertical:

Le vol stationnaire est une condition de vol dans lequel l'aéronef maintient son altitude à une position fixe. La performance en vol stationnaire doit être déterminée sur des gammes de poids, d'altitude et de température pour lesquelles des paramètres de décollage sont prévues (FAR 29.49).

L'état stationnaire et la montée verticale sont les plus faciles à modéliser théoriquement. Néanmoins, le rotor principal rencontre un régime de fonctionnement difficile à toutes les vitesses de descente. Dans ces conditions toutes les théories simples échouent, et nous verrons la raison. [Ref.11]

## 2.3. Performances en vol stationnaire:

La méthode la plus simple pour calculer une estimation du premier ordre de la puissance nécessaire pour le vol stationnaire est la théorie de quantité de mouvement axial à une dimension. Comme le montre la figure 2.1, Le tube de courant à un axe vertical passe par le centre du rotor. L'afflux est du haut de la figure. La contraction du tube de flux est expliquée avec les mêmes concepts utilisés pour l'hélice. [Ref.12]

La théorie de la dynamique axiale unidimensionnelle fournit la vitesse induite au niveau du rotor en vol stationnaire:

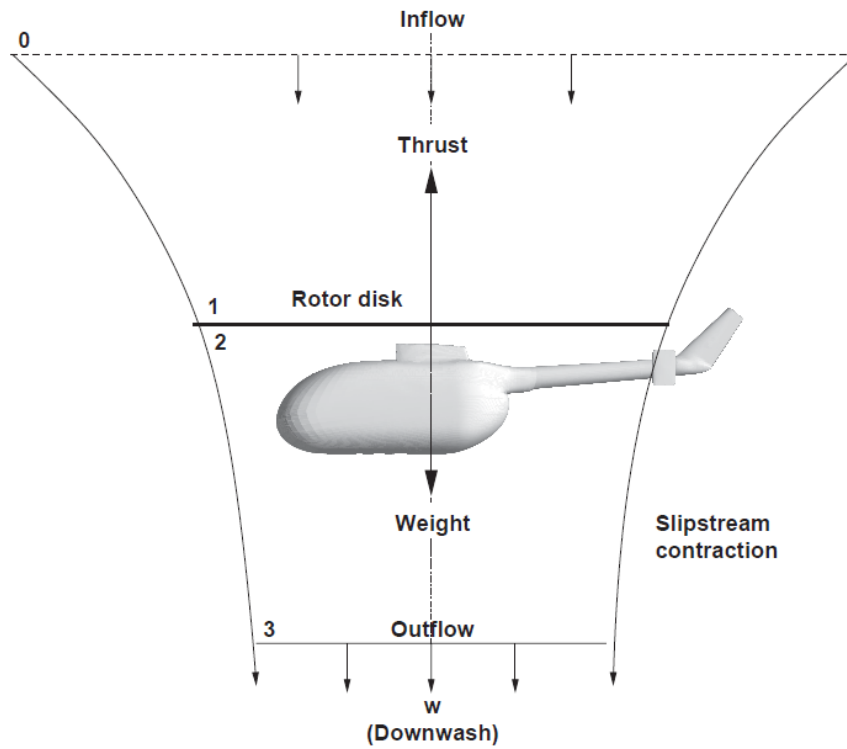
$$v_h = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{W}{2\rho A}} \quad \text{Eq 2.1}$$

La puissance nécessaire pour le vol stationnaire idéal est donnée par le produit entre la poussée et de la vitesse induite:

$$P_h = T_{vh} = W \sqrt{W/2\rho A} = \frac{W^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} = \sqrt{W/2\rho} \sqrt{W/A} \quad \text{Eq 2.2}$$

Où la surface du disque est  $A = \pi R^2$ .

Nous concluons que la puissance induite en vol stationnaire augmente avec le poids de l'avion, et diminue avec l'augmentation du rayon du rotor (tous les autres paramètres étant constants). Cela signifie que l'augmentation du diamètre à poids constant serait bénéfique, et c'est le cas traité dans notre simulation. [Ref.13]



**Figure 2.1.** État de vol stationnaire, avec un tube de courant autour du disque rotor, et de la cellule.

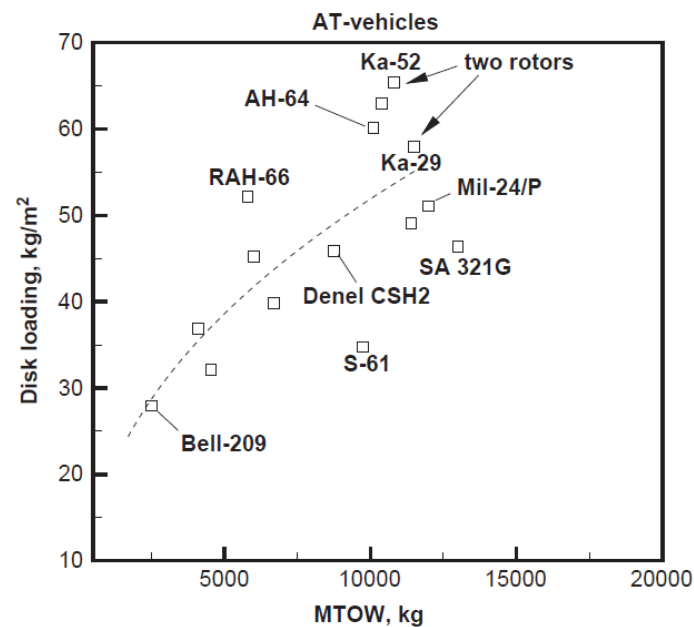
Un certain nombre de facteurs sont à prendre en considération, afin de tenir compte des effets tels que le rabattement non-uniforme, les pertes d'extrémité (tourbillons d'extrémité, l'interaction pale / tourbillon, turbulence), et la rotation du sillage.

L'équation 2.3 a été déterminée avec une approximation d'écoulement monodimensionnel qui utilise les équations de mouvement, de l'énergie et de la continuité. Nous recueillons toutes ces exceptions à un facteur induit puissance  $k$ ,

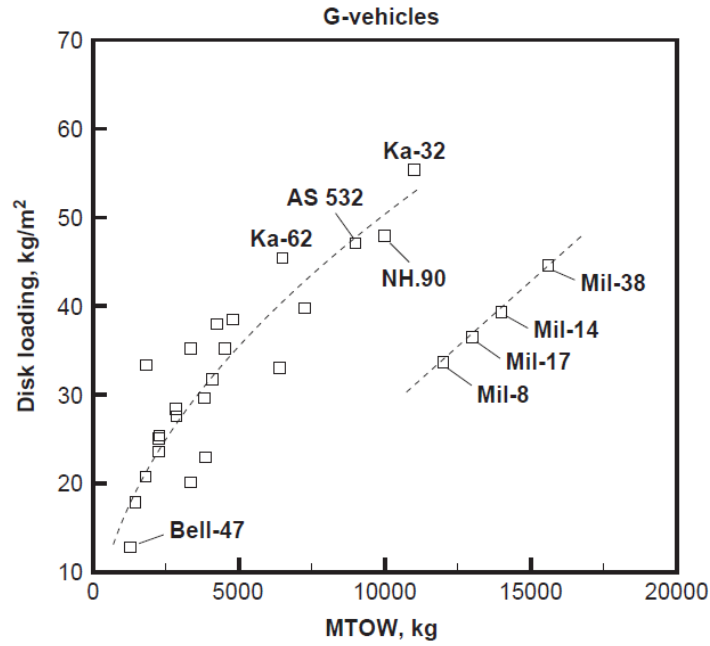
$$P = k \frac{W^{\frac{5}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} = k \sqrt{W/2\rho} \sqrt{W/A} \quad \text{Eq 2.3}$$

Le chargement du disque  $D_L = W / A$ , qui apparaît dans l'équation. 2.3, est un paramètre important de conception et de performance.

Les figures 2.2 et 2.3 montrent un résumé de chargement de disque pour les hélicoptères militaires et pour les hélicoptères à utilité général. En fait, le chargement de disque est contrôlé à la fois par le rayon et la masse. Pour une zone de disque donné, les pales minces sont plus légers et donc le moyeu est le plus légers. Par conséquent, le chargement du disque diminuerait. Pour une vitesse d'extrémité donnée, le couple induit ne dépend pas du rayon, mais le couple de profil diminue avec le rayon (on va négliger l'effet du couple de profil à la simulation à cause de la limitation du temps). Une réduction de rayon de pale devrait diminuer le couple de rotation limite, le poids du groupe de transmission et le chargement de disque. L'évaluations du moteur et le système de transmission devraient croître au fil du temps. Ainsi, les charges de disques ont tendance. [Ref.14]



**Figure 2.2** Chargement de disque de quelques hélicoptères militaires.



**Figure 2.3** Chargement de disque de quelques hélicoptères a utilisation générale.

## 2.4 Performances en montée verticale:

De la théorie de la dynamique axiale nous pouvons calculer les conditions de base pour l'ascension de l'hélicoptère en vol vertical. Si  $v_c$  est la vitesse de montée, le débit massique à travers le disque est:

$$\dot{m} = \rho A (v_c + v_i) \quad \text{Eq 2.4}$$

La relation entre la vitesse de rabattement  $w$  et la vitesse induite au niveau du disque est  $w=2v_i$ . La poussée du rotor est égale à la vitesse d'écoulement de masse fois la variation de la vitesse axiale.

$$T = \dot{m}w = 2\dot{m}v_i = 2\rho A(v_c + v_i)v_i \quad \text{Eq 2.5}$$

Pour une montée à  $v_c$  constante, nous avons  $T \approx W$ . la Résolution de l'équation. 2.5 .En termes de vitesse induite, nous trouvons:

$$v_i^2 + v_c v_i - \frac{W}{2\rho A} = 0 \quad \text{Eq 2.6}$$

$$v_i = -\frac{1}{2}v_c \pm \frac{1}{2}\sqrt{v_c^2 + \frac{2W}{\rho A}} \quad \text{Eq 2.7}$$

Seule la solution positive s'applique au cas présent. Cette solution est valable pour tous les taux de montées. La puissance de montée correspondante est:

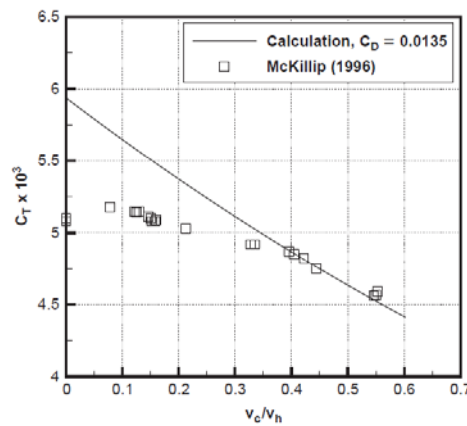
$$P = T(v_c + v_i) = T v_c + T v_i \quad \text{Eq 2.8}$$

Le premier terme est la puissance utile, le second terme est la puissance induite.

Nous substituons **Eq. 2.7** Pour trouver une expression appropriée pour l'analyse de la performance. [Ref.15]

$$P = W v_c + W v_i = W v_c + \frac{1}{2} W \left( -v_c + \sqrt{v_c^2 + \frac{2W}{\rho A}} \right) \quad \text{Eq 2.9}$$

$$P = \frac{1}{2} W v_c + \frac{W}{2} \sqrt{v_c^2 + \frac{2W}{\rho A}}. \quad \text{Eq 2.10}$$



**Figure 2.4** Les performances de montée axiale de rotor à quatre pales. Les données de référence de McKillip. Paramètres de calcul:  $d = 4,88$  m;  $\text{rpm} = 215$ ;  $\theta_o = 9,3$  degrés;  $C_D = 0,0135$ .



A très faibles taux de montée  $v_c^2 \ll 1$ , nous avons:

$$P \cong \frac{1}{2} W v_c + \sqrt{\frac{W^3}{2\rho A}} = \frac{1}{2} W v_c + P_h. \quad \text{Eq 3.11}$$

Il s'agit d'un résultat important: à taux de montée faible, la puissance de montée est la somme de la puissance stationnaire et de la moitié de la puissance nécessaire pour la portance du rotor principal à la même vitesse de montée.

Le taux de montée maximal en vol vertical en résolvant l'équation. 2.11 .En termes de  $v_c$  avec la puissance maximale du moteur à la place de P. [Ref.16]

## 2.5 Performances en descentes verticales:

La descente verticale n'est pas le fonctionnement normal de l'hélicoptère. Parce qu'un vol régulier est difficile à maintenir, le pilote va toujours essayer de descendre et atterrir en vol oblique, autant que cela est possible. [Ref.17] En général, la descente verticale peut être alimentée ou non alimentée. Dans ce dernier cas, l'hélicoptère fonctionne à autorotation. L'utilisation de la théorie de la dynamique est indispensable, parce que dans sa forme de base, elle ne donne pas une valeur moyenne de la vitesse induite au niveau du disque, en réalité, le débit en dessous du disque peut être orientée à la hausse ou à la baisse. Le flux du rotor principal est toujours instable. Pour une montée ou une descente motorisée, la puissance par rapport au cas stationnaire est:

$$\frac{P}{P_h} = \frac{v_c + v_i}{v_h} = \frac{v_c}{v_h} + \frac{v_i}{v_h} \quad \text{Eq 2.12}$$

Le premier terme représente la puissance nécessaire pour changer l'altitude de l'aéronef, le second terme est la puissance induite qui représente une perte d'énergie utile. Si la vitesse de descente est relativement grande, par exemple  $|v_c / v_i| > 2$ . Dans ce cas, il est possible de prouver que la relation entre la vitesse induite au niveau du disque et le flux du W est la même que précédemment:  $w = 2v_i$ . En outre, la poussée est:

$$T = -\dot{m}w = -2\rho A(v_c + v_i)v_i. \quad \text{Eq 2.13}$$

Où le signe ( - ) indique que l'écoulement moyen a changé de sens: lorsque les puits de rotor principal à une vitesse relativement élevée, l'écoulement à travers le disque est en dessous. Simplification de l'équation. 3.13 donne:

$$v_i^2 + v_c v_i + \frac{T}{2\rho A} = 0. \quad \text{Eq 2.14}$$

Les solutions sont:

$$v_i = -\frac{v_c}{2} \pm \frac{1}{2} \sqrt{v_c^2 - \frac{2T}{\rho A}} \quad \text{Eq 2.15}$$

**Note:** dans le cas de descente de windmill, le rotor principal fonctionne dans l'état du frein, l'énergie est extraite de l'air pour maintenir la rotation, comme dans une éolienne.

## **Chapitre III:**

### *Géométrie du rotor et introduction à l'analyse structurale*

### 3.1 Géométrie:

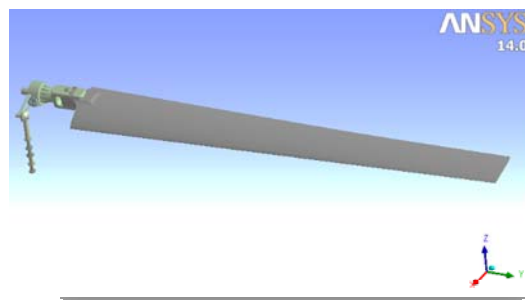
#### 3.1.1 Matériaux utilisés en construction d'hélicoptère:

L'Acier et l'aluminium sont des matériaux métalliques souvent utilisés dans les structures des avions et des hélicoptères, surtout au fuselage pour l'aluminium, train d'atterrissage ou rotor principal pour l'acier. Le titane est utilisé dans les structures de haute performance –comme les pales du rotor d'hélicoptères- où la flexibilité est indispensable. Les propriétés dépendent de l'alliage particulier choisi. Pour les valeurs exactes de ces autres produits nous devons nous référer aux manuels et les données du fabricant que les propriétés de la liste pour certains alliages. [Ref.18]

#### 3.1.2 Description de la géométrie:

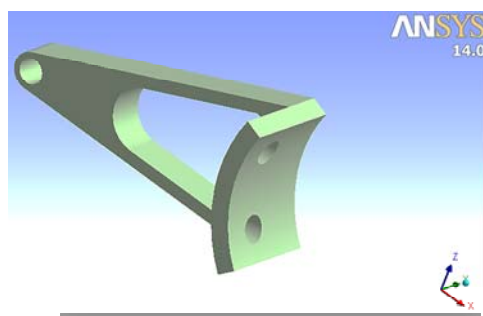
##### 3.1.2.1 Dimensionnements:

- 1- la pale –blad-: Type: NACA 0015 - Longueur: 424 cm. Largeur: 46 cm



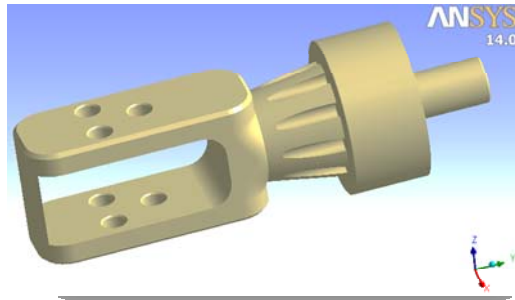
**Fig 3.1** la pal

- 2- Le bras de pas collectif: Longueur : 23.3 cm. Largeur: 3 cm. Epaisseur: 1 cm



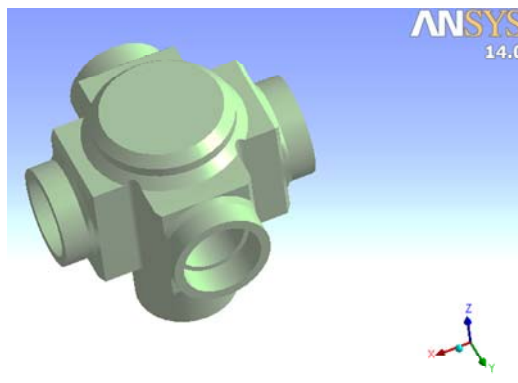
**Fig 3.2** Le bras de pas collectif

3- Le Hub: Longueur: 49 cm.



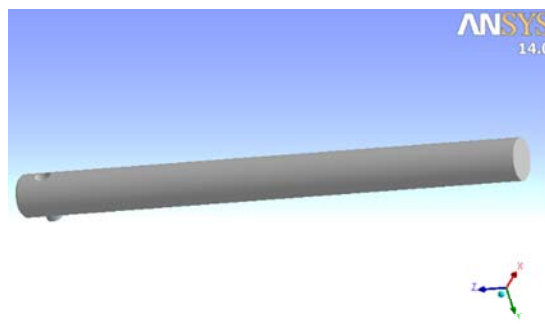
**Fig 3.3** Le Hub

4- Le Collecteur principal: Longueur : 40 cm



**Fig 3.4** Le Collecteur principal

5- Arbre de transmission: Longueur: 200 cm, diamètre: 16 cm



**Fig 3.5** Arbre de transmission

### 3.1.2.2 Matériaux utilisés:

- 1- On va considérer le matériau du rotor principal en alliage d'acier spécial avec les caractéristiques suivantes: [Ref.19]

Le module d'élasticité	210	GPa
Le coefficient de Poisson	0.28	N/A
Masse volumique	7700	kg/m <sup>3</sup>

**Tab 3.1** caractéristiques mécanique d'alliage d'acier spécial utiliser on construction du rotor principal.

- 2- On va considérer le matériau du pal en titane avec les caractéristiques suivantes:

Le module d'élasticité	123	GPa
Le coefficient de Poisson	0.33	N/A
Masse volumique	4650	kg/m <sup>3</sup>

**Tab 3.2** caractéristiques mécanique du titane utiliser on construction de la pale

## 3.2 Introduction à l'analyse structurale:

Au cours de cette introduction on va parler brièvement de quatre parties essentielles de l'analyse structural: les forces, les moments, les contraintes, et les déformations.

### 3.2.1. Forces et moments:

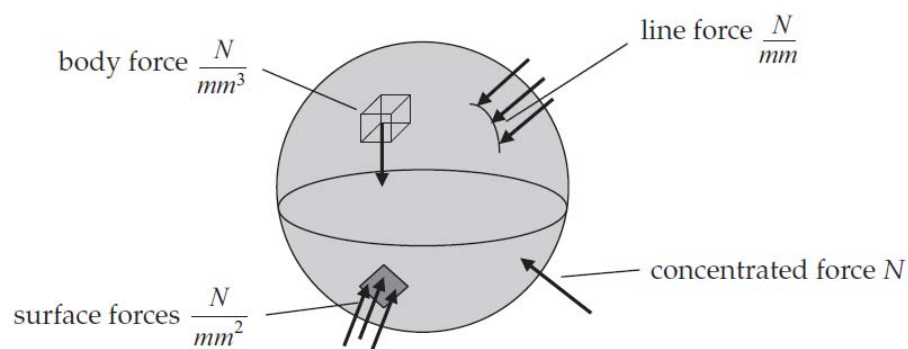
La mécanique des solides est préoccupée par l'analyse et la conception des corps solides sous l'action des forces et des moments appliquées afin d'assurer un comportement «acceptable». Ces corps solides sont les composantes et les ensembles de composants qui forment les structures d'avions, de voitures, armes, des missiles, patins à roues alignées, les bâtiments, les ponts, et ainsi de suite, c'est-à de nombreux produits fabriqués et construits. Si le corps solide est convenablement retenu pour exclure mouvement "de corps rigide" il va se déformer sous l'action des forces et des moments appliquées, ou des charges et les forces internes seront générées dans le corps. Pour le comportement «acceptable»:

- . Les forces internes ne doivent pas dépasser les valeurs que les matériaux peuvent résister.
- . Les déformations ne doivent pas dépasser certaines limites.

Nous allons travailler principalement avec des objets à géométrie complexe, à forces et moments appliquées simplifiées. Cela nous oblige à concentrer sur le processus et le but de notre thèse plutôt que les détails, afin d'avoir une compréhension claire du processus. [Ref.20]

### 3.2.2 Forces en Mécanique des Matériaux

Il existe plusieurs types de forces qui agissent sur les corps solides. Ceux-ci sont constitués de forces appliquées à la masse du corps et à la surface du corps, les forces à contention, et les forces internes. Dans la figure 3.1, nous montrons qu'il existe un ensemble en trois dimensions avec les forces représentées agissant sur sa surface et sa masse. [Ref.21]



**Fig. 3.1:** forces agissantes sur les corps solides

Le système d'unités utiliser dans cette figure, est:

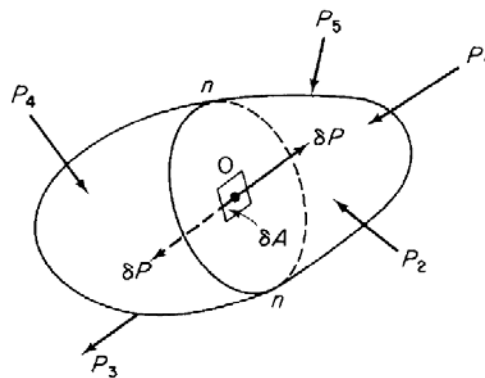
- Le newton par millimètre cube (N/mm<sup>3</sup>) pour la force du corps.
- Les forces de surface peuvent être spécifiées en termes de force par unité de surface répartis sur une surface et avoir des unités de newtons par millimètre carré (N/mm<sup>2</sup>).  
Comme il est indiqué un Newton par millimètre carré est aussi appelé un méga Pascal (MPa).
- Si une force est distribuée le long d'une bande étroite, il est spécifié en tant que force de ligne, qui est une force par unité de longueur ou de newtons par millimètre (N/mm).
- Si la force agit en un point, c'est une force concentrée qui a les unités de Newtons (N), c'est la force qui nous concerne spécialement dans notre analyse.

**Note:** les Forces concentrées et les forces de ligne sont généralement des idéalizations ou résultantes des forces de surface distribuées.

Nous pouvons imaginer un pic à glace en poussant sur une surface créant une force concentrée. Plus probablement des actes de forces réels sur une petite surface où de petits moyens de la taille du domaine est très faible par rapport à d'autres dimensions caractéristiques de la surface. De même, une force linéaire peut être le produit résultant d'une bande étroite de forces de surface.

### 3.2.3. Étude des contraintes:

Considérons le corps de forme arbitraire, tridimensionnel représenté sur la Figure 3.2. Le corps est en équilibre sous l'action de forces appliquées de l'extérieur  $P_1, P_2, \dots$ , est supposée comporter un matériau continu et déformable de sorte que les forces sont transmises dans tout son volume. Il s'ensuit que, à tout point  $O$  interne, il y a une force résultante  $\delta P$ .

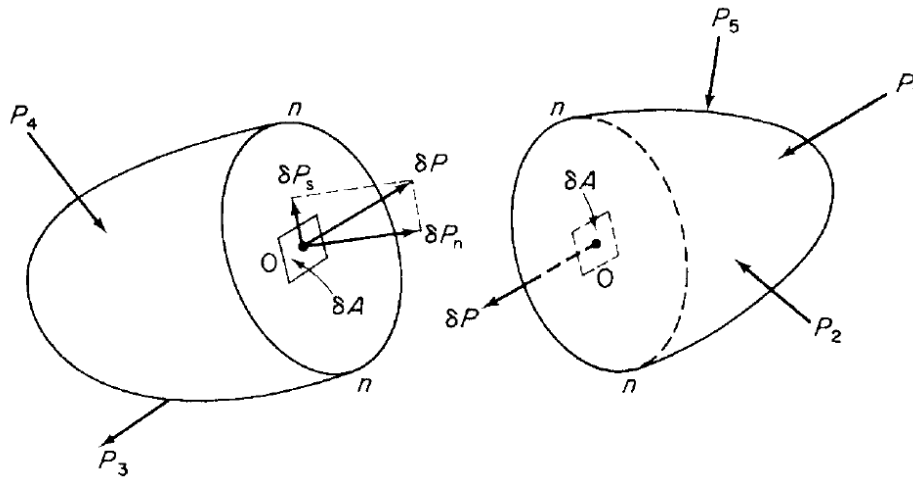


**Fig. 3.2** présentation des forces sur un corps solide

La particule de la matière en point  $O$  soumis à la force  $\delta P$  est à l'équilibre de sorte qu'il doit y avoir une force égale mais opposée  $\delta P$  (représentée en pointillés sur la Fig. 3.2) qui agissent sur la particule à la fois.

Si l'on divise maintenant le corps par un plan  $nn$  contenant le point  $O$ , alors ces deux forces  $\delta P$  peuvent être considérées comme uniformément réparties sur une petite zone  $\delta A$  de chaque face du plan au point  $O$  correspondant, comme dans la figure. 3.3.





**Fig. 3.3** présentation des forces sur un corps solide

La contrainte au O est alors définie par l'équation:

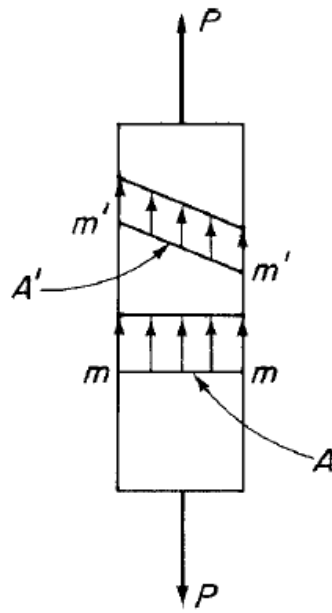
$$\text{la contrainte} = \lim_{\delta A \rightarrow 0} \frac{\delta P}{\delta A} \quad \text{Eq 3.1}$$

Les directions des forces  $\delta P$  dans la figure. 4.3 sont telles qu'elles produisent des contraintes de traction sur les faces du plan nn. Il faut comprendre ici que, bien que la direction de  $\delta P$  est absolu, le choix de plan est arbitraire de sorte que même si la direction de la contrainte à O sera toujours dans le sens de  $\delta P$ , son amplitude dépend du plan réel choisi, depuis un plan différent, ont une inclinaison différente, et donc une valeur différente pour la zone  $\delta A$ .

Cela peut être plus facilement compris par référence à la barre de traction simple dans la figure. 4.4 Sur le plan de section transversale mm,

la contrainte uniforme est donné par  $\frac{P}{A}$ , tandis que sur le plan incliné mm', la contrainte est de grandeur  $\frac{P}{A}$ .

Dans les deux cas, les contraintes sont parallèles à la direction de P. [Ref.22]



**Fig. 3.4** présentation des contraintes sur un plan incliné

La contrainte résultante est calculée à partir de ses composantes par les règles normales de l'addition de vecteurs:

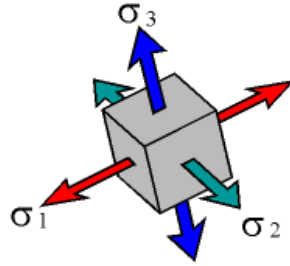
$$\text{La contrainte résultante} = \sqrt{\sigma^2 + \tau^2} \quad \text{Eq 3.2}$$

### 3.2.3.1 Les contraintes principales: Maximales, Moyennes et Minimales.

De la théorie de l'élasticité, un volume infinitésimal de matériau à un point arbitraire sur ou dans le corps solide peut être tourné de telle sorte que seulement les contraintes normales restent et les contraintes de cisaillement toutes sont nulles. Les trois contraintes normales qui restent sont appelés les contraintes principales:

- $\sigma_1$  - Maximale
- $\sigma_2$  - Moyenne
- $\sigma_3$  - Minimale

Les principales contraintes sont toujours ordonnées de telle façon que  $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$ .



**Fig. 3.5** différents types de contraintes principale.

Le même principe est utilisé aux déformations élastiques principales ( $\epsilon$ ), Maximales, Moyennes et Minimales. [Ref.23]

### 3.2.3.2 La contrainte équivalente:

La contrainte équivalente est liée aux contraintes principales par l'équation:

$$\sigma_e = \left[ \frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad \text{Eq 3.3}$$

La contrainte équivalente (également appelé contrainte de Von Mises) est souvent utilisée dans les travaux de conception, car il permet à tout état de contrainte tridimensionnelle arbitraire d'être représentée comme une valeur unique de contrainte positive. La contrainte équivalente fait partie de la théorie de panne de contrainte équivalente maximale utilisée pour prédire produisant dans un matériau ductile.

Les Von Mises ou  $\epsilon_e$  de déformation élastique équivalente sont calculées comme suit:

$$\epsilon_e = \frac{1}{1 + \nu} \sqrt{\frac{1}{2} [(\epsilon_1 - \epsilon_2)^2 + (\epsilon_2 - \epsilon_3)^2 + (\epsilon_3 - \epsilon_1)^2]} \quad \text{Eq 3.4}$$

Où:

$\nu$  = coefficient de Poisson effectif, qui est défini comme suit:

\* coefficient de de Poisson pour les déformations élastiques et thermiques calculées à la température de référence du corps

\* 0,5 à déformations plastiques.

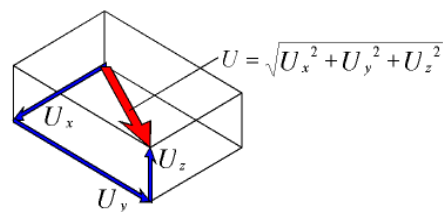
### 3.2.3.3 L'intensité de contrainte:

L'intensité de contrainte est définie comme étant la plus grande des valeurs absolues de:  $\sigma_1 - \sigma_2$ ,  $\sigma_2 - \sigma_3$ , ou  $\sigma_3 - \sigma_1$ :

$$\sigma_t = \text{MAX} (|\sigma_1 - \sigma_2|, |\sigma_2 - \sigma_3|, |\sigma_3 - \sigma_1|) \quad \text{Eq 3.5}$$

### 3.2.4. Déformation totale:

Les déformations physiques peuvent être calculées sur et à l'intérieur d'une pièce ou un assemblage. Des supports fixes empêchent la déformation; endroits sans un support fixe éprouvent habituellement des déformations par rapport à l'emplacement d'origine. [Ref.24] Les déformations sont calculées par rapport à la pièce au système de coordonnées de l'assemblage.



**Fig. 3.6** vecteur de déformation totale

Les vecteurs bleus représentent les déformations directionnelles

Le vecteur rouge représente la déformation totale

### 3.3 Hypothèses simplificatrices:

Pour réaliser une simulation tel que la nôtre, il nous faut des hypothèses pour simplifier le problème et les calculs. Ses hypothèses se basent sur les connaissances que nous avons obtenu lors de l'étude de fonctionnement et de la performance en vol vertical dans le chapitre 1 et 2, et le but de notre thèse.

- 1- On va considérer le rotor en état statique.
- 2- On va appliquer dans chaque pièce ou partie le plus intéressant type de force au point résultant.
- 3- Nous avons considéré la température de simulation fixe et égale à 22°C.
- 4- Nous avons considéré la pression ambiante de simulation fixe et égale 1 atm.
- 5- L'effet de vibration est considéré négliger.

## Chapitre IV:

### *Résultats et localisation des zones critiques*

## 4.1 Introduction:

Dans ce chapitre on va passer aux résultats et leur discussions, on se basant a l'analyse structural d'un rotor principal d'un hélicoptère légère civile, on utilisant une simulation avec le logiciel ANSYS 14.0

On va calculer:

- 1- La déformation totale
- 2- La déformation élastique équivalente
- 3- La déformation élastique principale maximale
- 4- La déformation élastique principale moyenne
- 5- La déformation élastique principale minimale
- 6- La contrainte équivalente
- 7- La contrainte principale maximale
- 8- La contrainte principale moyenne
- 9- La contrainte principale minimale
- 10- La contrainte de cisaillement

Comme on a décrivait précédemment, le rotor principal est composé de plusieurs parties vitales, notamment: les pales, les vérins, et l'arbre de transmission.

Dans ce chapitre, en va étudier Cinq parties principales :

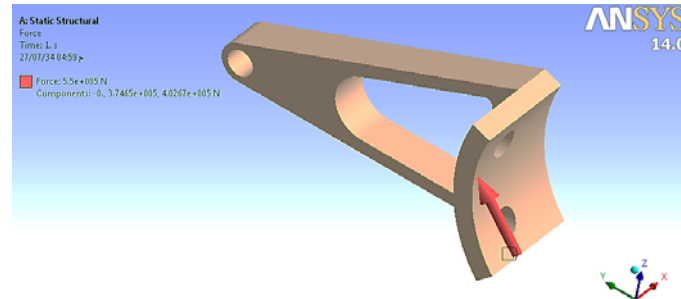
- 1- Une pale –blad- (nœuds: 1628286, éléments: 1119471)
- 2- Le bras de pas collectif (nœuds: 570230, éléments: 399956)
- 3- Le Hub (nœuds: 1379628, éléments: 990661)
- 4- Le Collecteur principal – arbre de transmission (nœuds: 2388498, éléments: 1677151)

**Note:** on a exécuté un maillage très fin pour obtenir des résultats plus précis.

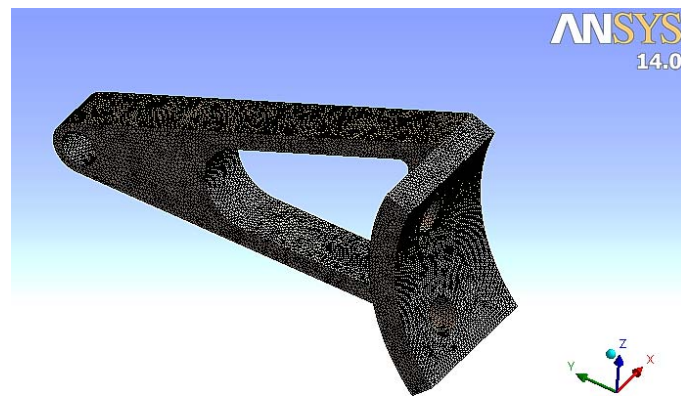
Les résultats obtenus sont présentées en couleurs dans chaque pièce.

## 4.2. Résultats et localisation:

### 4.2.1. Le bras de pas collectif:



**Fig.4.1.** point d'application de la force sur Le bras de pas collectif



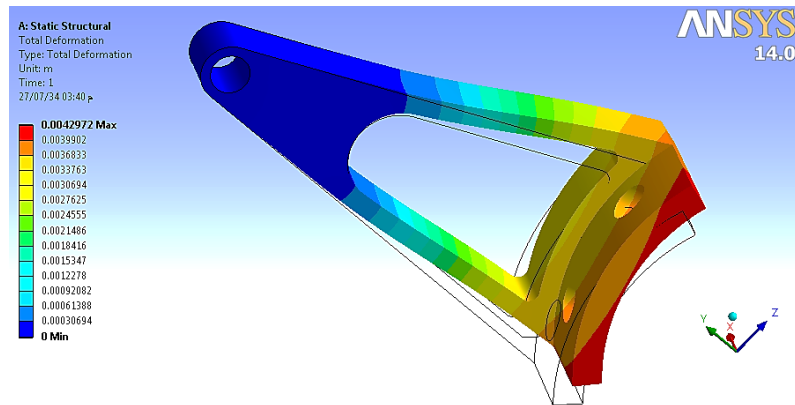
**Fig.4.2.** maillage de bras de pas collectif

(nœuds: 570230, éléments: 399956)

**Condition aux limites:** Le bras de pas collectif est considéré principalement sous l'effet de fléchissement. Une force (550 kN comme valeur maximale) appliquée au point résultant.



#### 4.2.1.1. La déformation totale:



**Fig.4.3.** déformation totale

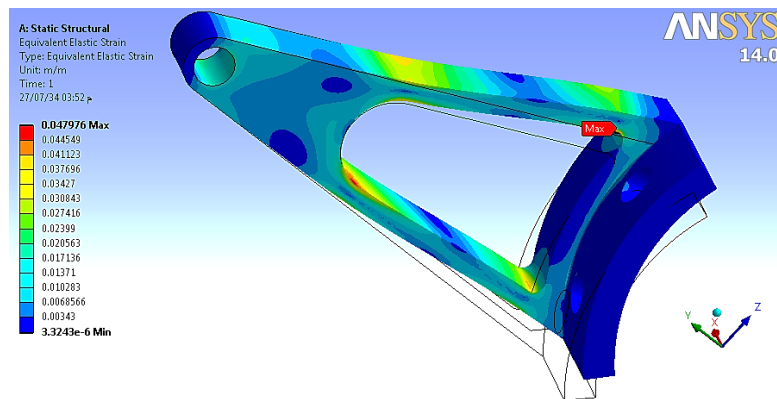
D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0,0042972 m = 4,2972 mm.

Valeur minimale: 0 m.

**Analyse et localisation:** la valeur de la de déformation augmente avec l'augmentation de la distance par rapport au point fixe. D'autre part, la déformation agit comme un fléchissement, à cause de la forme de la pièce qui peut être considérée comme une poutre fixée à un coté et libre à un autre.

#### 4.2.1.2. La déformation élastique équivalente:



**Fig.4.4.** déformation élastique équivalente

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0,047976

Valeur minimale:  $3,3243 \times 10^{-6}$

**Analyse et localisation:** la concentration de déformation élastique équivalente est localisée aux coins internes de cette pièce. Cette concentration va générer des contraintes équivalentes.

#### 4.2.1.3 La déformation élastique principale maximale:

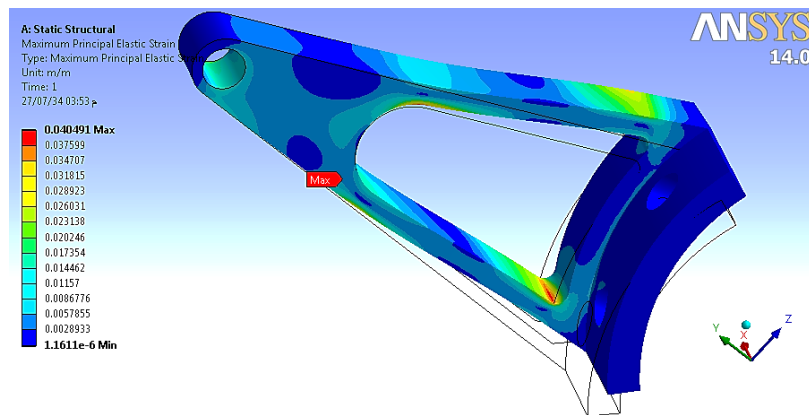


Fig.4.5. déformation élastique principale maximale

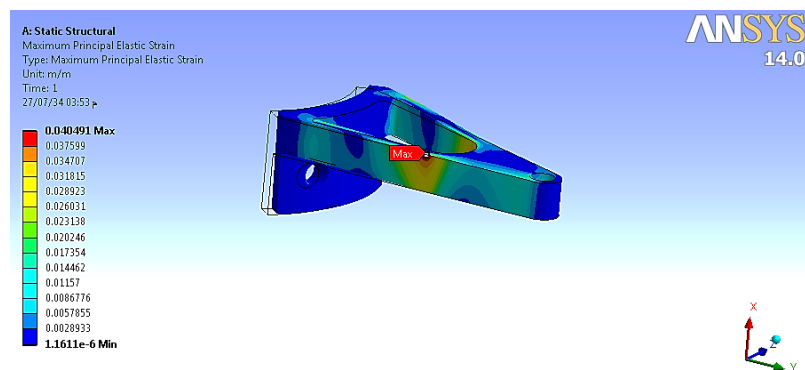


Fig.4.6. déformation élastique principale maximale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0,040491

Valeur minimale:  $1.1611 \cdot 10^{-6}$

**Analyse et localisation:** une zone de concentration a été localisée aux fibres étendus de la partie inférieure de cette pièce. Cette concentration va générer des contraintes principales maximales.

#### 4.2.1.4 La déformation élastique principale moyenne:

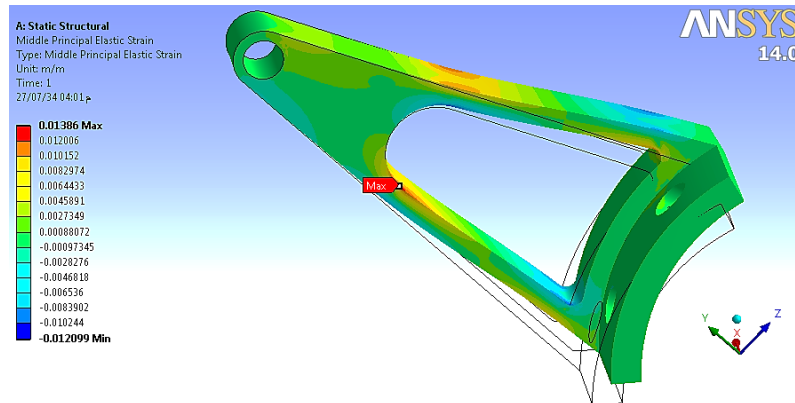


Fig.4.7. La déformation élastique principale moyenne

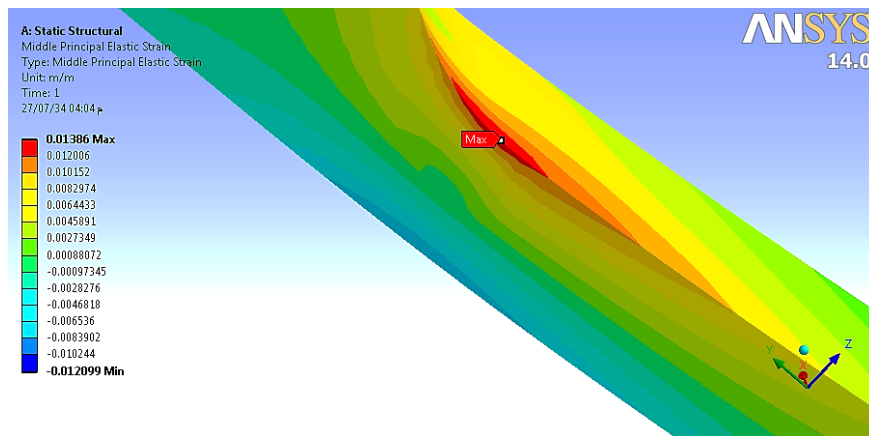


Fig.4.8. La déformation élastique principale moyenne 2

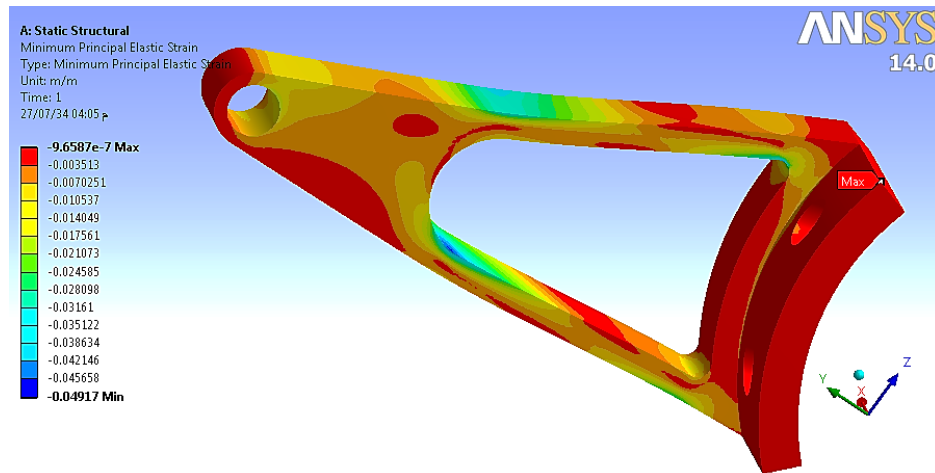
D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0,01386

Valeur minimale: -0.012099

**Analyse et localisation:** une zone de concentration a été localisée aux fibres comprimées de la partie inférieure et supérieure de cette pièce. Cette concentration va générer des contraintes principales moyennes.

#### 4.2.1.5 La déformation élastique principale minimale:



**Fig.4.9.** déformation élastique principale minimale

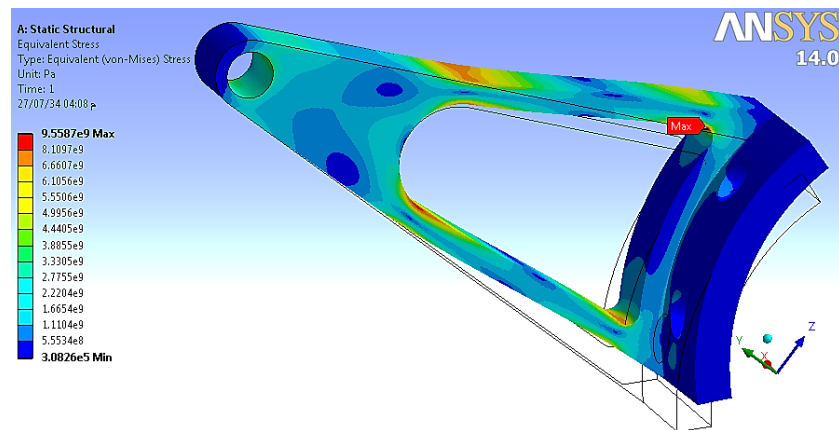
D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $-9.6587 \times 10^{-7}$

Valeur minimale:  $-0.04917$

**Analyse et localisation:** toute la pièce est soumise sous une concentration de déformation élastique principale minimale sauf les parties où on a localisé des déformations élastiques principales maximales et moyennes. Cette concentration va générer des contraintes principales minimales.

#### 4.2.1.6. La contrainte équivalente:



**Fig.4.10.** contrainte équivalente

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $9.5587 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $3.0826 \cdot 10^5$

**Analyse et localisation:** des zones critiques de contrainte équivalente sont localisées où le matériau est comprimé à cause de la concentration de déformation élastique.

#### 4.2.1.7 La contrainte principale maximale:

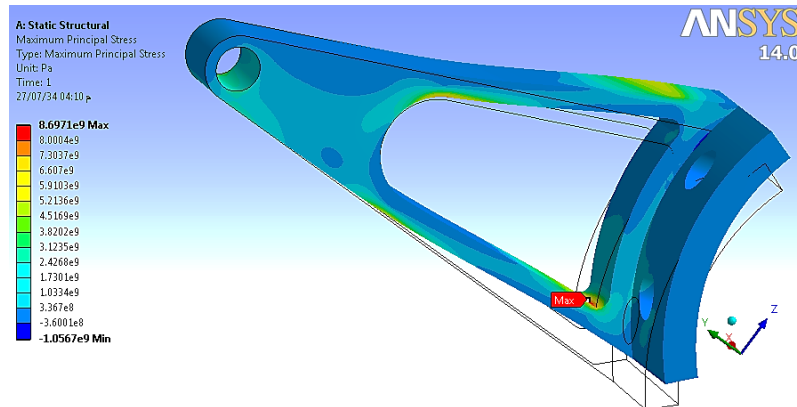


Fig.4.11. La contrainte principale maximale

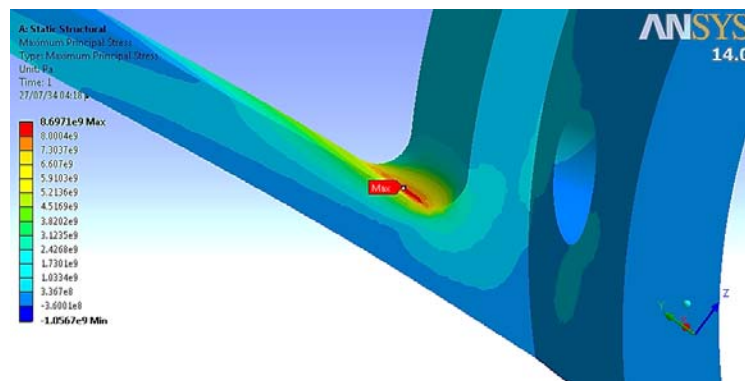


Fig.4.12. La contrainte principale maximale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $8.6971 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-1.0567 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte correspondent à la déformation élastique maximale, le danger d'une cassure est probable ce qui rend la commande de l'altitude très difficile

#### 4.2.1.8 La contrainte principale moyenne:

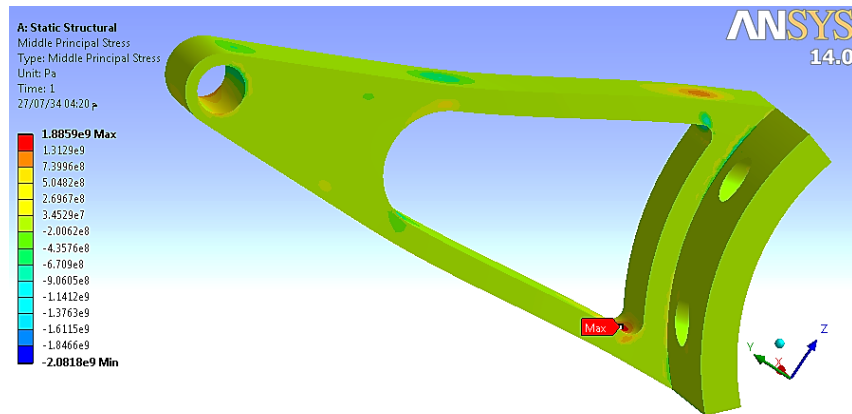


Fig.4.13. contrainte principale moyenne

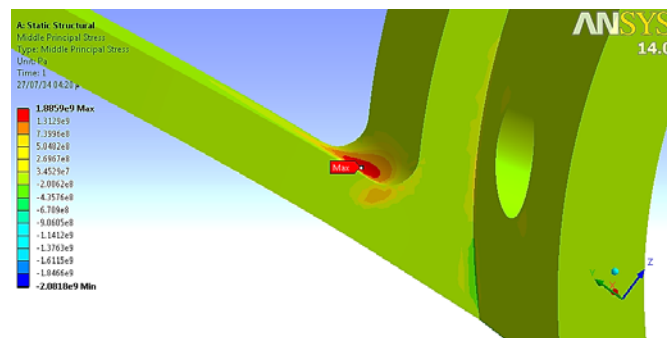


Fig.4.14. contrainte principale moyenne

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $1.8859 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-2.0818 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte correspondent à la déformation élastique moyenne, le danger d'une cassure est probable ce qui rend la commande de l'altitude très difficile



#### 4.2.1.3 La contrainte principale minimale:

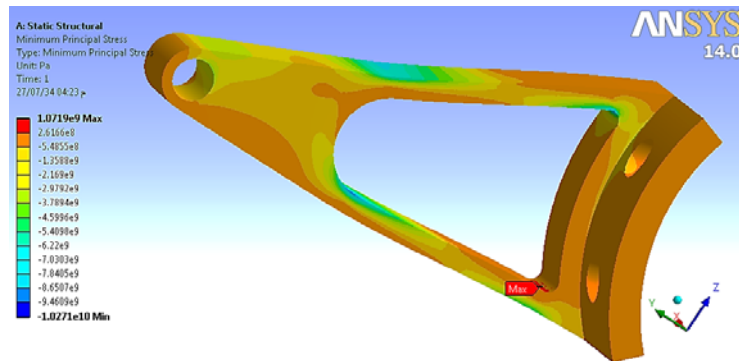


Fig.4.15. contrainte principale minimale

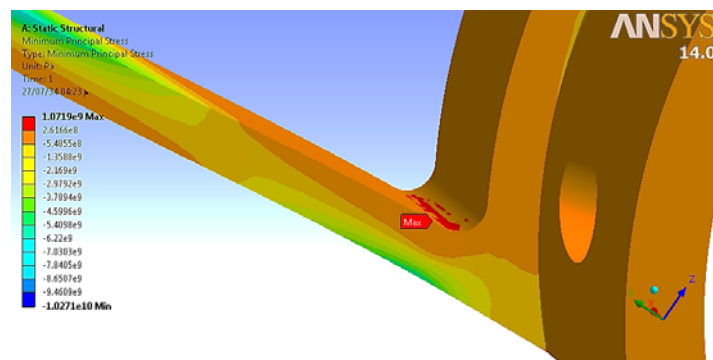


Fig.4.16. contrainte principale minimale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $1.0719 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-1.0271 \cdot 10^{10}$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte correspondent à la déformation élastique minimale.

#### 4.2.1.12. La contrainte de cisaillement:

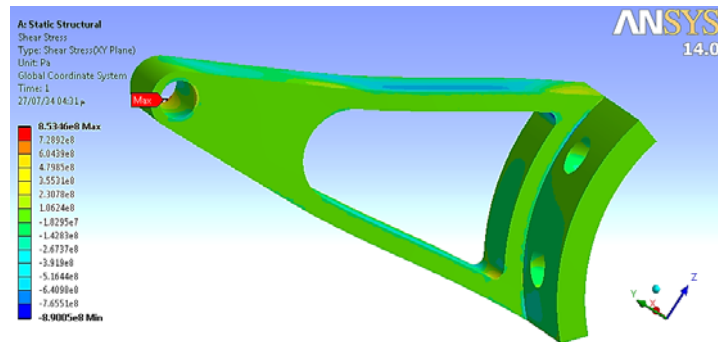


Fig.4.17. contrainte de cisaillement

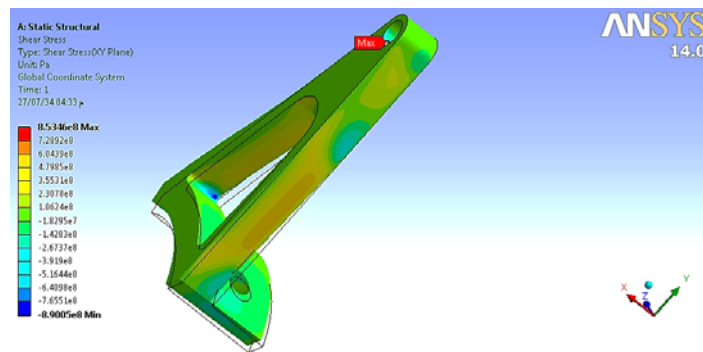


Fig.4.18. contrainte de cisaillement 2

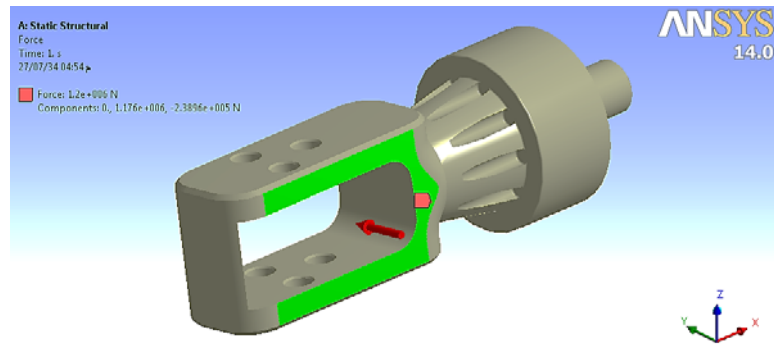
D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $8.5346 \cdot 10^8$

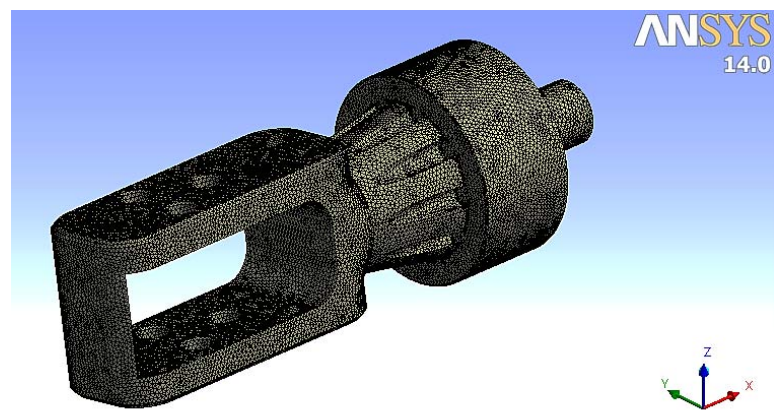
Valeur minimale:  $-8.9005 \cdot 10^8$

**Analyse et localisation:** la contrainte de cisaillement est maximale au point fixe, ce dernier ne forme pas un danger de pane

### 4.2.3. Hub:



**Fig.4.19.** point d'application de la force sur Le HUB



**Fig.4.20.** maillage de HUB

(Nœuds: 1379628, éléments: 990661)

**Condition aux limites:** Le Hub est considéré principalement sous l'effet de fléchissement. Une force (1.2 MN comme valeur maximale) appliquée au point résultant, (en toute rigueur, la torsion au niveau de hub n'est pas négligeable, mais on la suppose négligeable pour la raison de limitation du temps)

#### 4.2.3.1. La déformation totale:

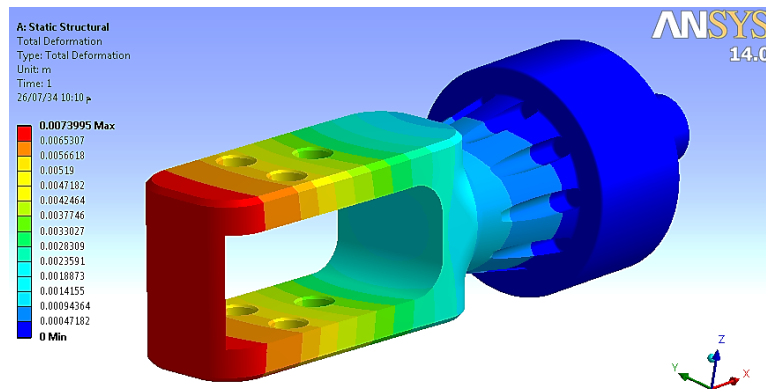


Fig.4.21. déformation totale

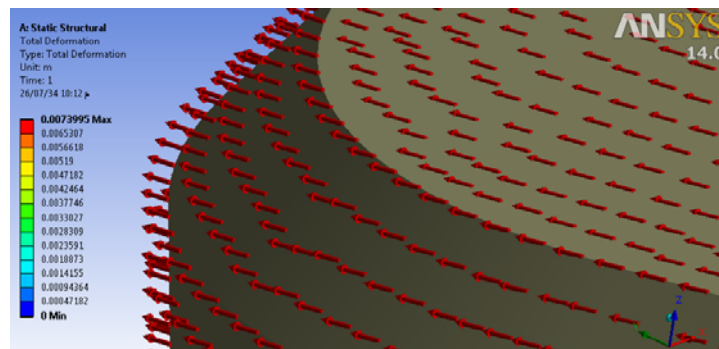


Fig.4.22. déformation totale (par vecteur)

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0,0073995 m = 7.3995 mm

Valeur minimale: 0 m

**Analyse et localisation:** la valeur de la de déformation augmente avec l'augmentation de la distance par rapport au point fixe à l'extrémité à droite de la figure. D'autre part, la déformation a agie comme un fléchissement, à cause de la forme de la pièce qui peut être considérée comme une poutre fixée à un cote et libre à un autre.

#### 4.2.3.2. La déformation élastique équivalente:

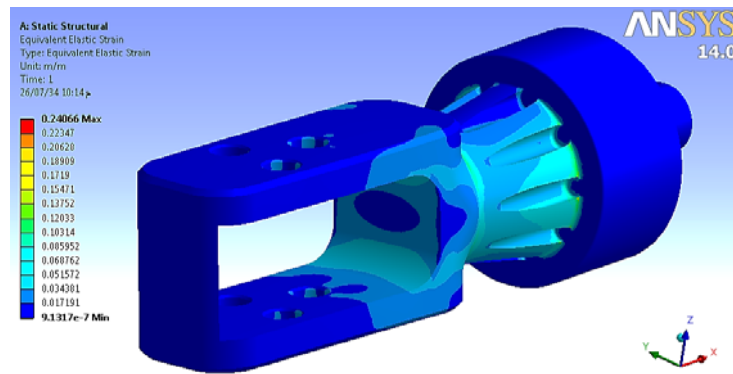


Fig.4.23. déformation élastique équivalente

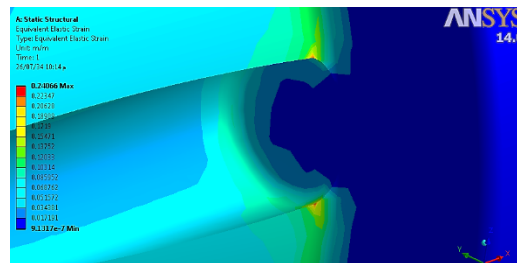


Fig.4.24. déformation élastique équivalente 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0,24066

Valeur minimale:  $9.1317 \cdot 10^{-7}$

**Analyse et localisation:** la concentration de déformation élastique équivalente est localisée aux coins internes de cette pièce. Cette concentration va générer des contraintes équivalentes.

#### 4.2.3.3. La déformation élastique principale maximale:

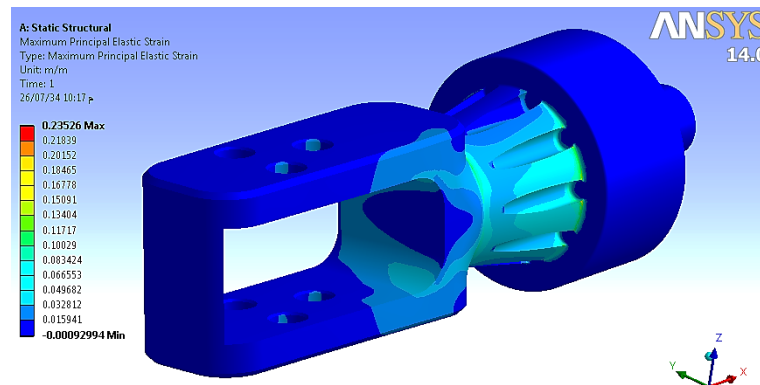


Fig.4.25. déformation élastique principale maximale

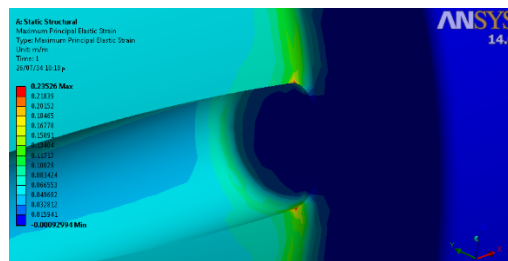


Fig.4.26. déformation élastique principale maximale

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0,23526

Valeur minimale:  $-9.2994 \cdot 10^{-4}$  m

**Analyse et localisation:** des très petites zones de concentration a été. Cette concentration va générer des contraintes principales maximales.

#### 4.2.3.4. La déformation élastique principale moyenne:

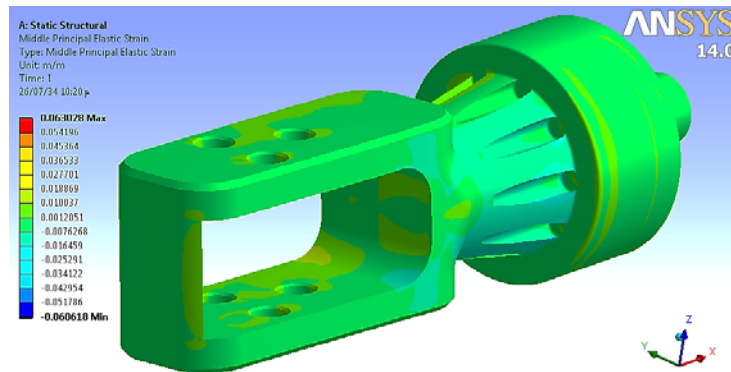


Fig.4.27. déformation élastique principale moyenne

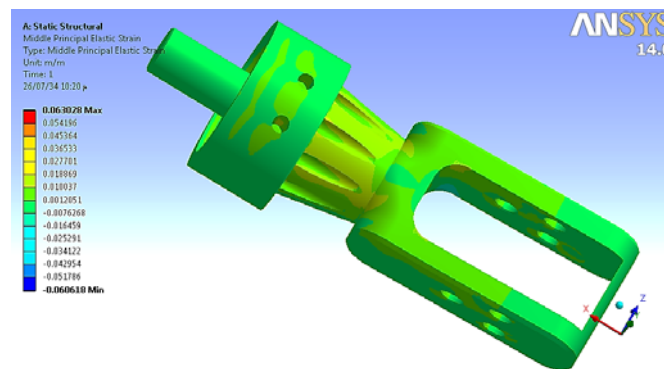


Fig.4.28. déformation élastique principale moyenne 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.063028

Valeur minimale: -0.060618

**Analyse et localisation:** malgré que le logiciel de simulation a calculé une valeur maximale, elle n'a pas été localisé sur la pièce, cela implique que cette zone a une surface très petite. Par contre, la surface au cote comprimé à déformation entre 0.036 à 0.045 est large.

#### 4.2.3.5 La déformation élastique principale minimale:

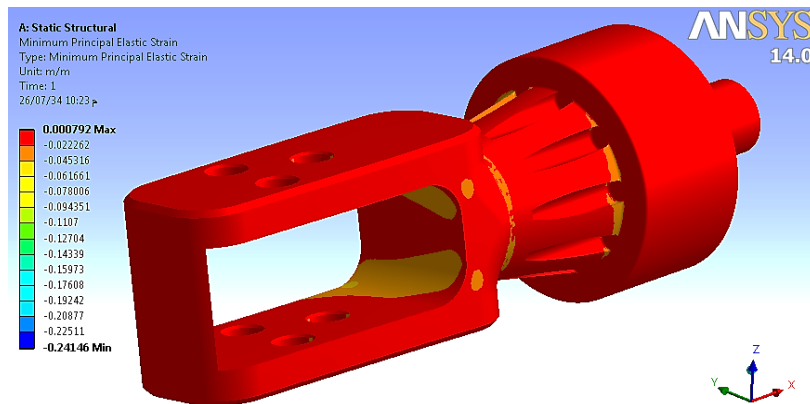


Fig.4.29. déformation élastique principale minimale

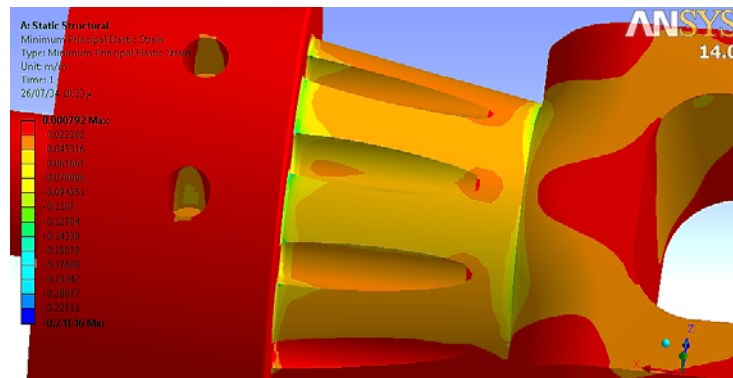


Fig.4.30. déformation élastique principale minimale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $7.92 \cdot 10^{-4}$

Valeur minimale: -0.24146

**Analyse et localisation:** toute la pièce est soumise sous une concentration de déformation élastique principale minimale sauf les parties où on a localisé des valeurs importantes de déformation élastique principale maximale et moyenne. Cette concentration va générer des contraintes principales minimales.



#### 4.2.3.6. La contrainte équivalente:

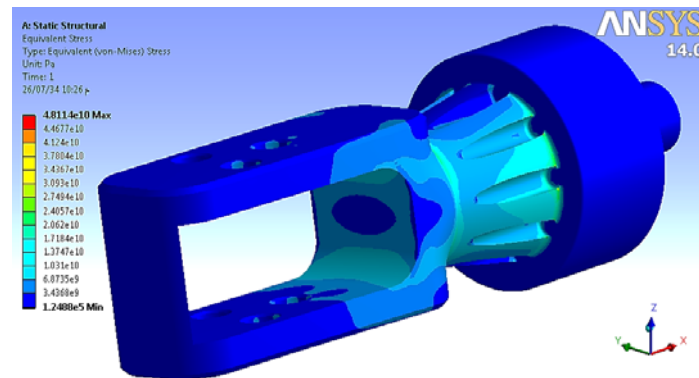


Fig.4.31. contrainte équivalente

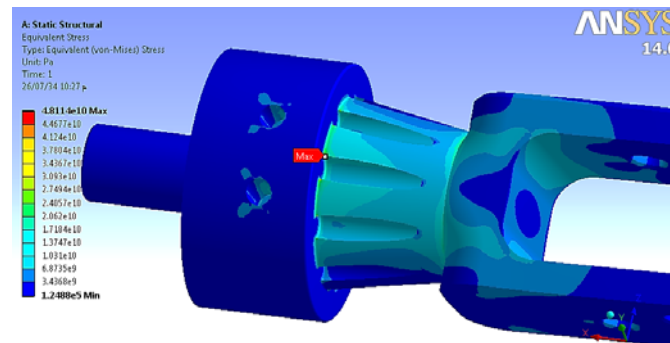


Fig.4.32. contrainte équivalente 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $4.8114 \cdot 10^{10}$

Valeur minimale:  $1.2488 \cdot 10^5$

**Analyse et localisation:** des zones critiques de contrainte équivalente sont localisées où le matériau est comprimé à cause de la concentration de déformation élastique. Ses contraintes sont distribuées d'une manière à éviter une grande surface de concentration.

#### 4.2.3.7. La contrainte principale maximale:

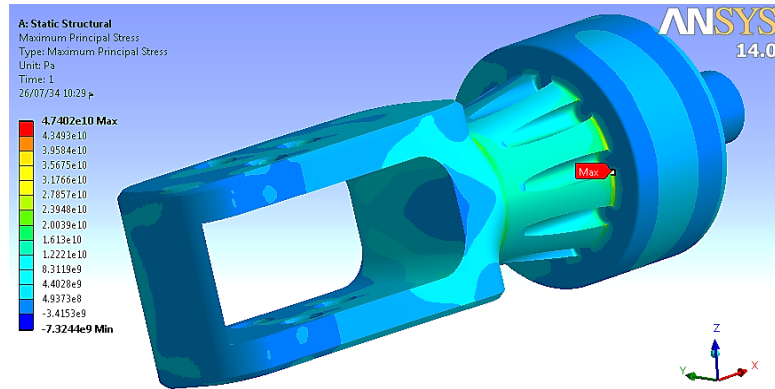


Fig.4.33. contrainte principale maximale

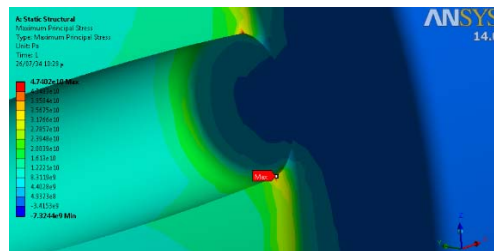


Fig.4.34. contrainte principale maximale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $4.7402 \cdot 10^{10}$

Valeur minimale:  $-7.3244 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte correspondent à la déformation élastique maximale, le risque d'une cassure ou fissuration est improbable.

#### 4.2.3.8. La contrainte principale moyenne:

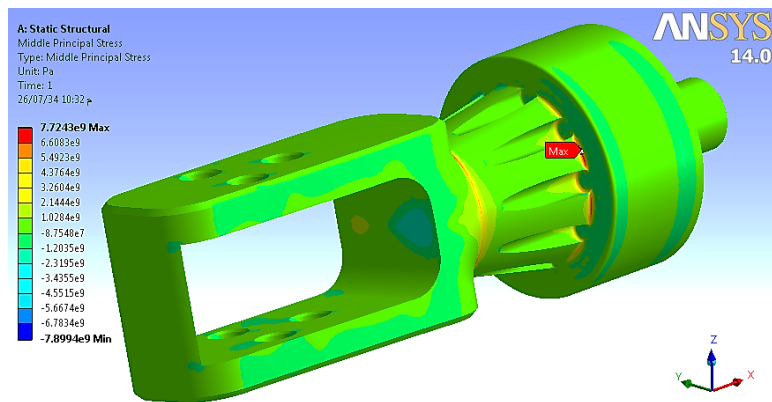


Fig.4.35. contrainte principale moyenne

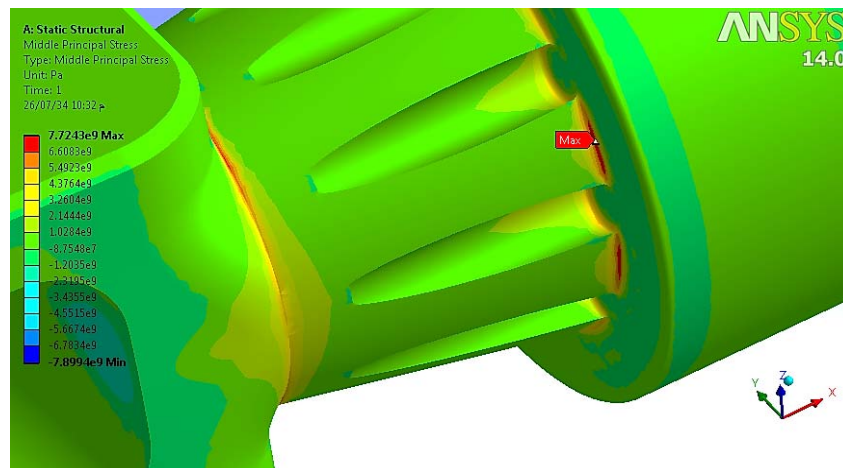


Fig.4.36. contrainte principale moyenne 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $7.7243 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-7.8994 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte correspondent à la déformation élastique moyenne, le danger d'une cassure éventuelle dans cette pièce est fatal pour la stabilité d'hélicoptère.

#### 4.2.3.9. La contrainte principale minimale:

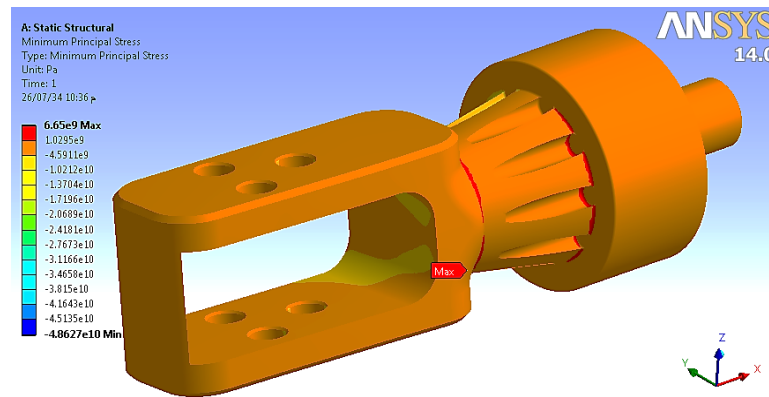


Fig.4.37. contrainte principale minimale

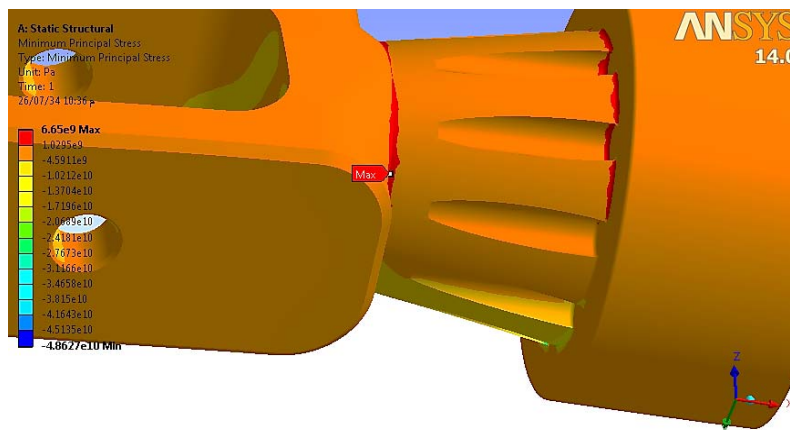


Fig.4.38. contrainte principale minimale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $6.65 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-4.8627 \cdot 10^{10}$

**Analyse et localisation:** la concentration de contrainte principale minimale se trouve presque dans les mêmes zones où il y a une concentration de contrainte principale moyenne. Cela augmente le risque de fissuration ou de cassure.

#### 4.2.3.12. La contrainte de cisaillement:

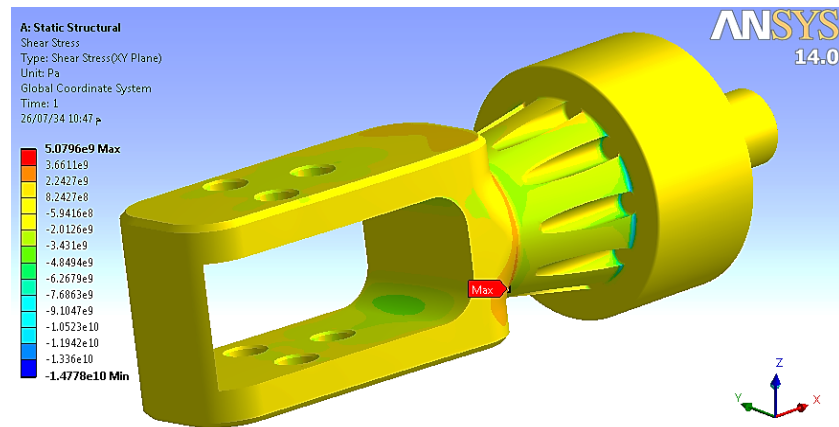


Fig.4.39. contrainte de cisaillement

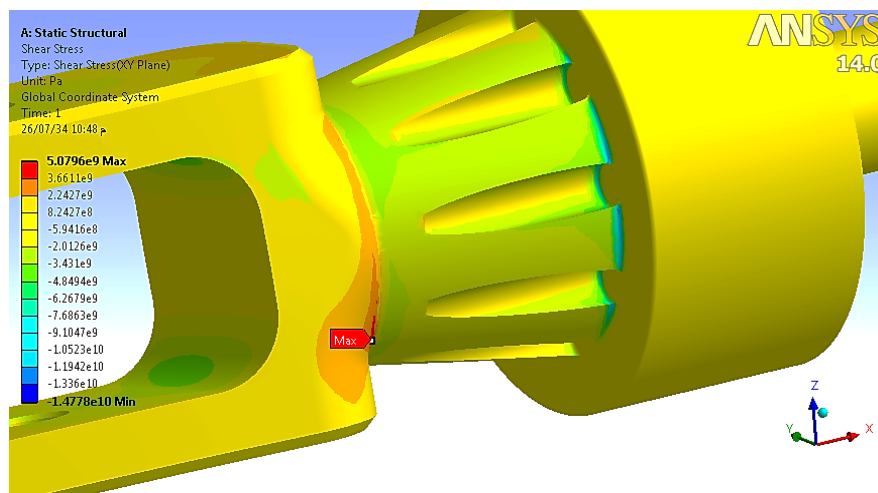


Fig.4.40. contrainte de cisaillement 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $5.0796 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-1.4778 \cdot 10^{10}$

**Analyse et localisation:** en ajoutant l'influence de la contrainte de cisaillement sur le HUB, la partie la plus critique ou la probabilité de la fissuration ou cassure est très importante sera claire et facile à déterminer, en raison de la présence de plusieurs types de contraintes.

#### 4.2.2. Collecteur principal - arbre de transmission:

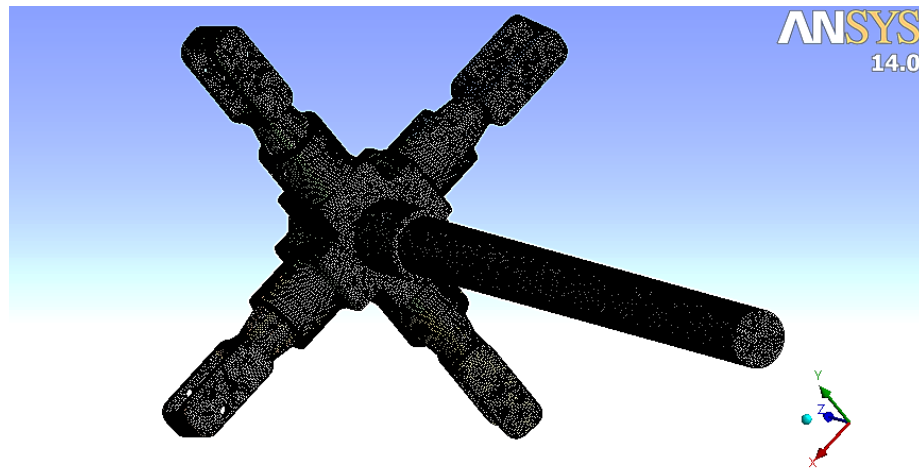


Fig.4.41. maillage de la géométrie

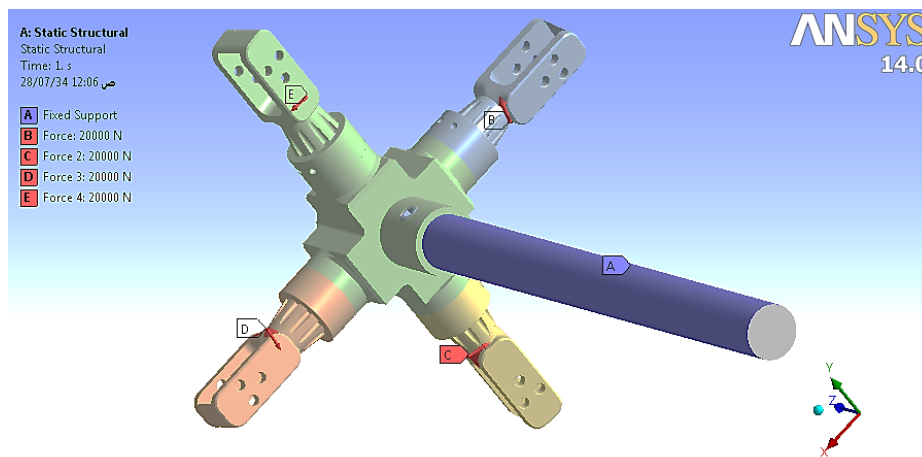


Fig.4.42. point d'application des forces sur Les HUBs

(nœuds: 2388498, éléments: 1677151)

**Condition aux limites:** Le collecteur principal est considéré principalement sous l'effet de torsion. Quatre forces équivalentes ( $20 \text{ kN} \cdot 4$  comme valeur maximale) appliquées à la poignée de pal, l'axe de rotation et l'arbre de transmission (en toute rigueur, la torsion au niveau des HUB ainsi que le phénomène de fléchissement ne sont pas négligeables, mais on les suppose négligeables pour la raison de limitation du temps)

#### 4.2.2.1. La déformation totale:

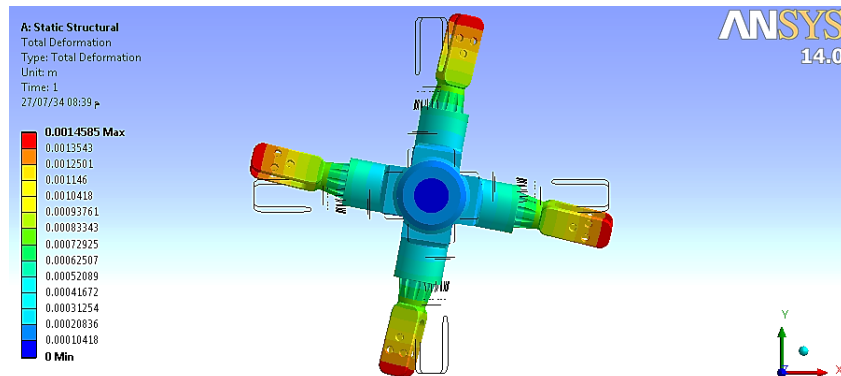


Fig.4.43. déformation totale

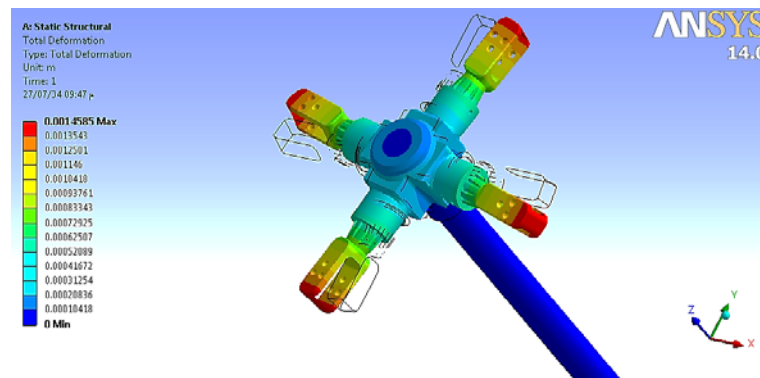


Fig.4.44. déformation totale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.0014585 m

Valeur minimale: 0 m

**Analyse et localisation:** La valeur de la déformation augmente avec l'augmentation de la distance par rapport à l'axe de rotation. D'autre part, la déformation agit comme une torsion.

#### 4.2.2.2. La déformation élastique équivalente:

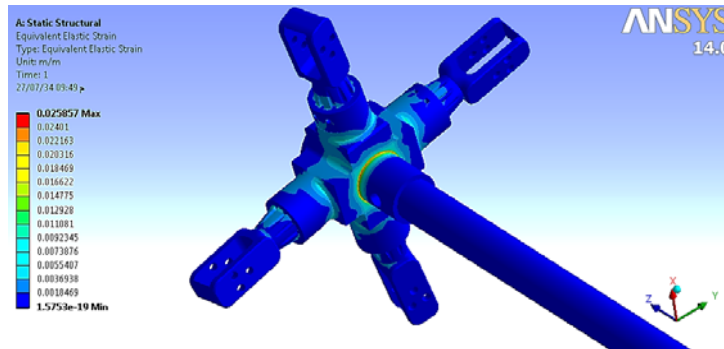


Fig.4.45. déformation élastique équivalente

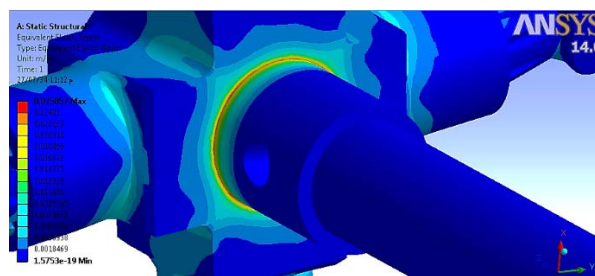


Fig.4.46. déformation élastique équivalente 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.025857

Valeur minimale:  $1.5753 \times 10^{-19}$

**Analyse et localisation:** la concentration de déformation élastique équivalente est localisée à la surface de contact entre l'arbre de transmission et le collecteur principal. Cette concentration va générer des contraintes équivalentes.



#### 4.2.2.3. La déformation élastique principale maximale:

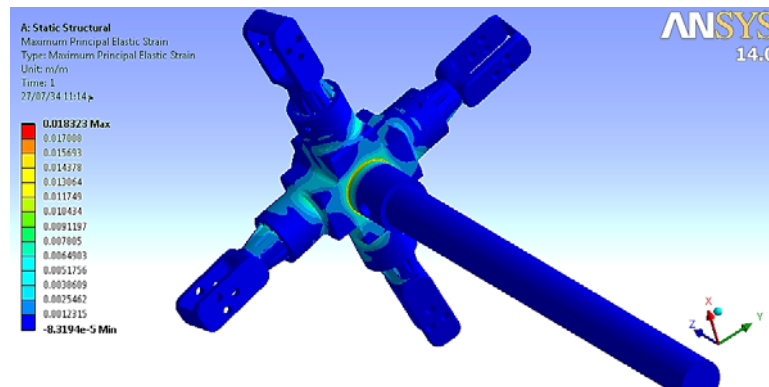


Fig.4.47. déformation élastique principale maximale

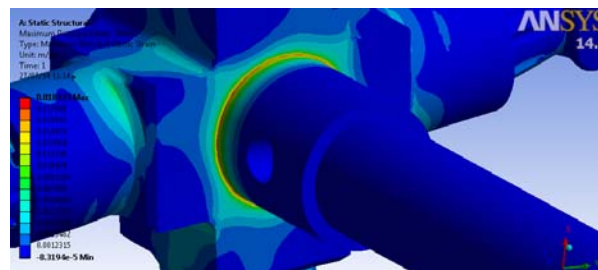


Fig.4.48. déformation élastique principale maximale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.018323

Valeur minimale:  $-8.3194 \cdot 10^{-5}$

**Analyse et localisation:** une zone de concentration a été localisée comme il est clair dans la figure. Cette concentration va générer des contraintes principales maximales.

#### 4.2.2.4. La déformation élastique principale moyenne:

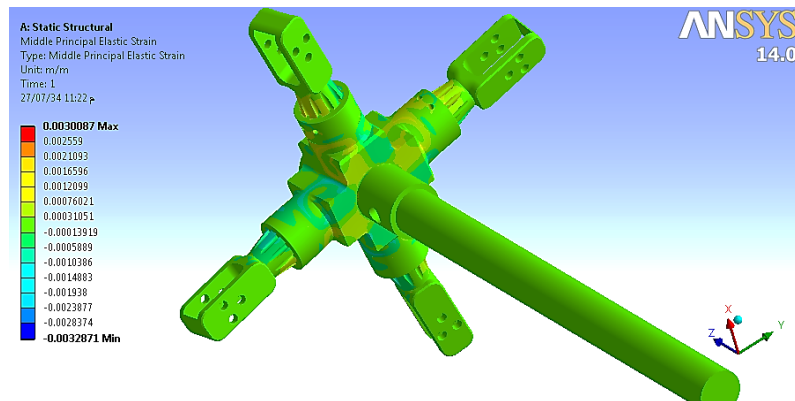


Fig.4.49. déformation élastique principale moyenne

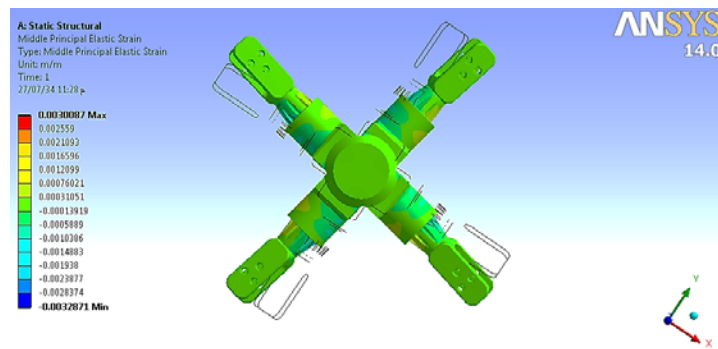


Fig.4.49. déformation élastique principale moyenne 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.0030087

Valeur minimale: -0.0032871

**Analyse et localisation:** des zones de concentration légère ont été localisées aux parties. Cette concentration va générer des contraintes principales moyennes.

#### 4.2.2.5 La déformation élastique principale minimale:

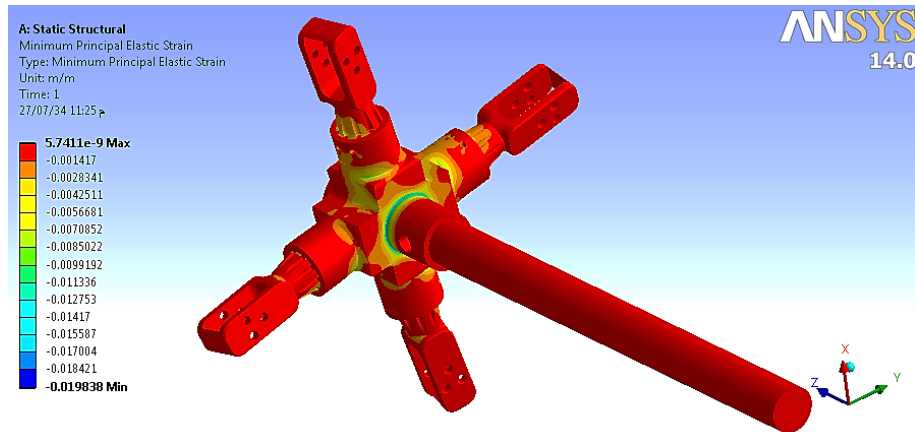


Fig.4.50. déformation élastique principale minimale

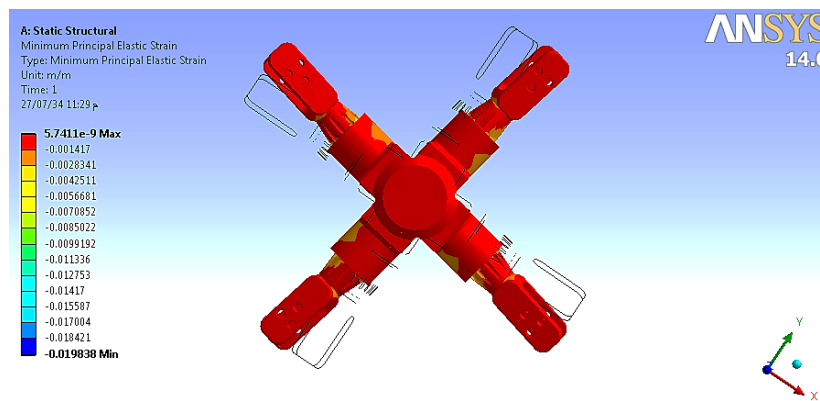


Fig.4.51. déformation élastique principale minimale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $5.7411 \cdot 10^{-9}$

Valeur minimale: -0.019838

**Analyse et localisation:** tout le système est soumis sous une concentration de déformation élastique principale minimale sauf les parties où on a localisé des déformations élastiques principales maximales et moyennes. Cette concentration va générer des contraintes principales minimales.

#### 4.2.2.6. La contrainte équivalente:

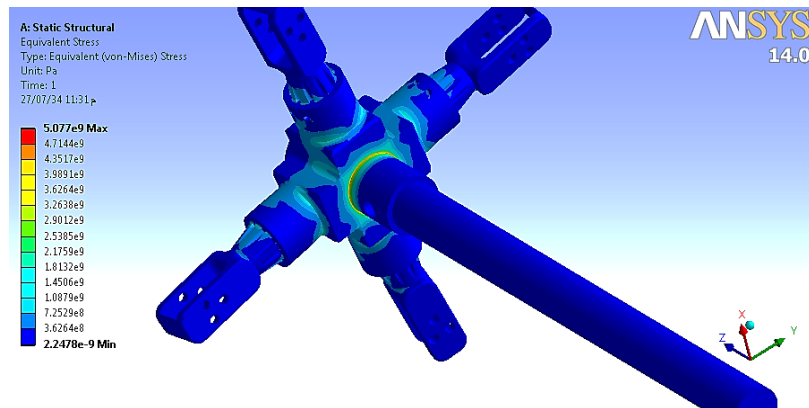


Fig.4.52. contrainte équivalente

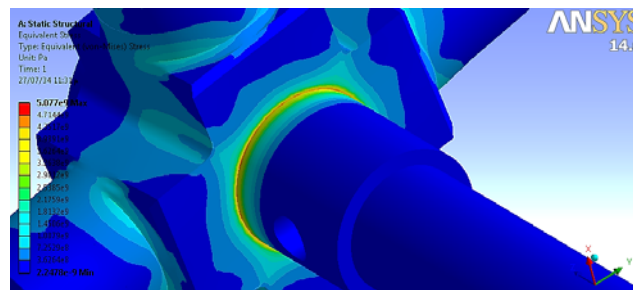


Fig.4.53. contrainte équivalente 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $5.077 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $2.2478 \cdot 10^{-9}$

**Analyse et localisation:** une zone critiques sous forme circulaire de contrainte équivalente est localiser ou le matériau est comprime sous l'effet de torsion à cause de la concentration de déformation élastique équivalente.

#### 4.2.2.7. La contrainte principale maximale:

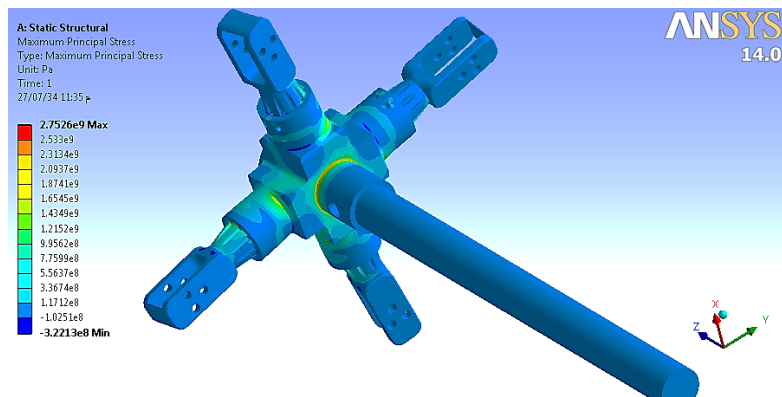


Fig.4.54. contrainte principale maximale

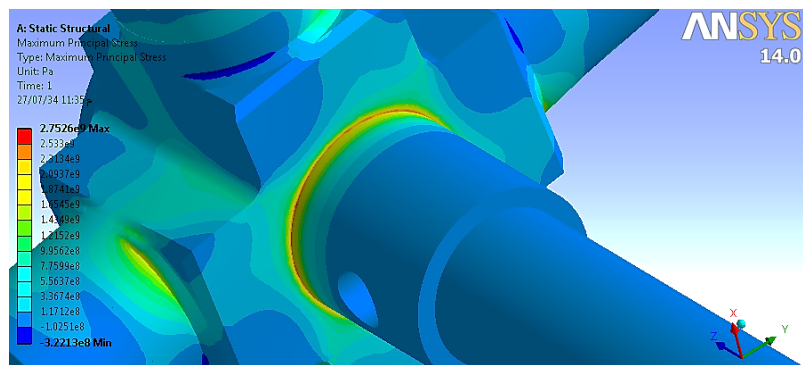


Fig.4.55. contrainte principale maximale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $2.7526 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-3.2213 \cdot 10^8$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte correspondent à la déformation élastique maximale, le risque d'une cassure ou fissuration est improbable.

#### 4.2.2.8. La contrainte principale moyenne:

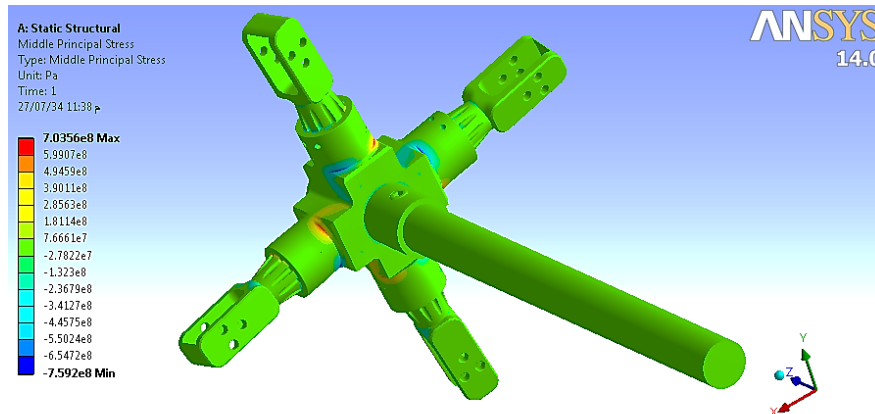


Fig.4.55. contrainte principale moyenne

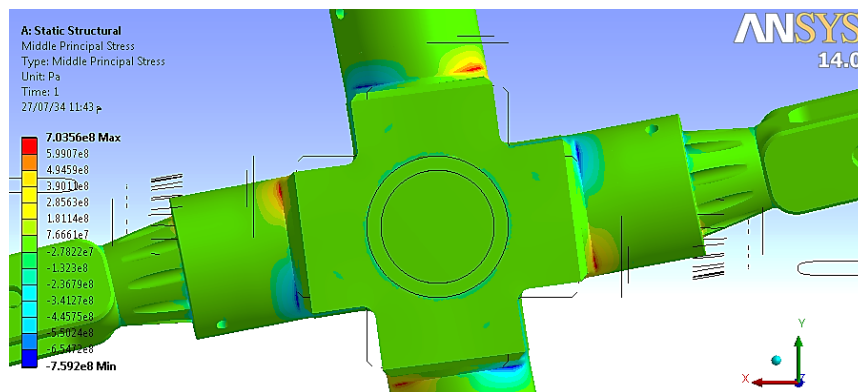


Fig.4.56. contrainte principale moyenne 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $7.0356 \cdot 10^8$

Valeur minimale:  $-7.592 \cdot 10^8$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte qui apparait dans la figure correspondent à la déformation élastique moyenne, les partie tendue on des valeurs maximal, les partie comprimer on des valeurs minimal. Le danger d'une cassure ou une fissuration éventuelle dans ces parties est fatal pour la stabilité d'hélicoptère.

#### 4.2.2.9. La contrainte principale minimale:

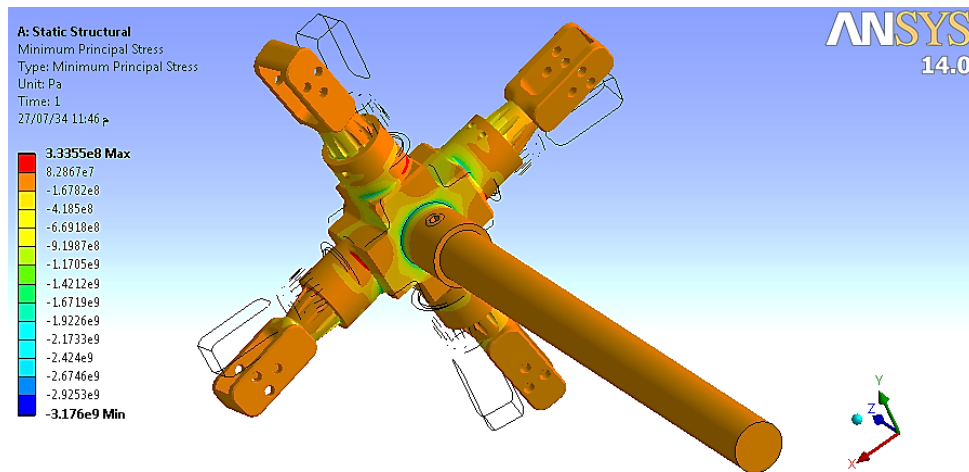


Fig.4.57. contrainte principale minimale

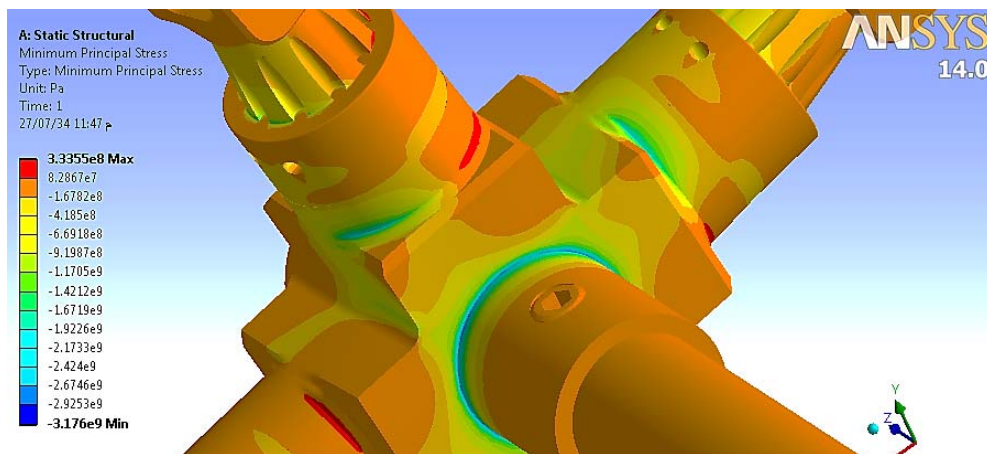


Fig.4.58. contrainte principale minimale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $3.3355 \cdot 10^8$

Valeur minimale:  $-3.176 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** la même remarque pour la contrainte principale minimale. Alors, le danger d'une cassure ou une fissuration éventuelle dans ces parties est fatal pour la stabilité d'hélicoptère.

#### 4.2.2.12. La contrainte de cisaillement:

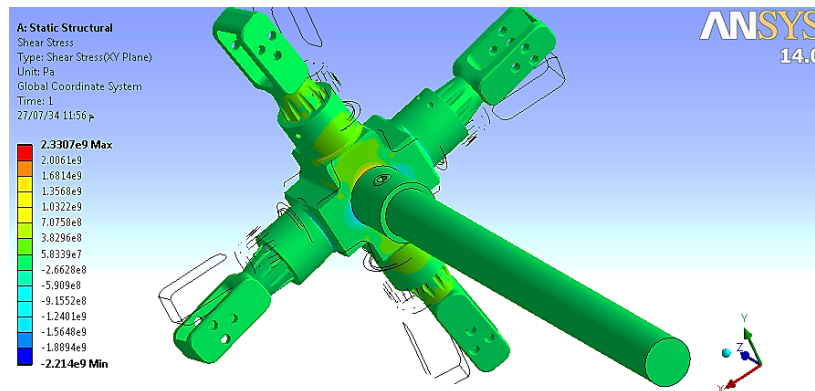


Fig.4.59. contrainte de cisaillement

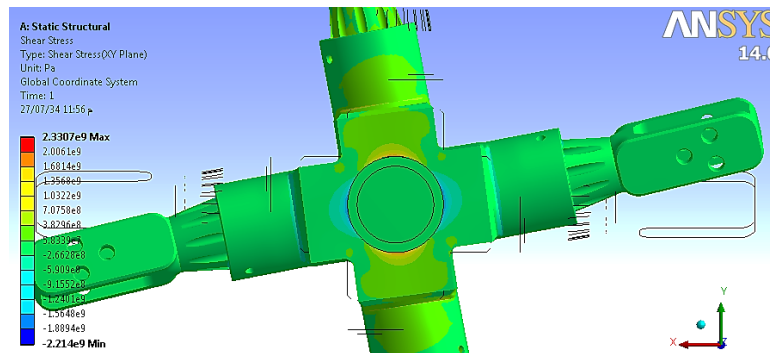


Fig.4.60. contrainte de cisaillement 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $2.3307 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-2.214 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** la contrainte de cisaillement n'a pas de grand effet sur la probabilité de cassure, à cause de la zone limite de la valeur maximale qu'elle égale à 2.33 GPa.



#### 4.2.4. La pale:

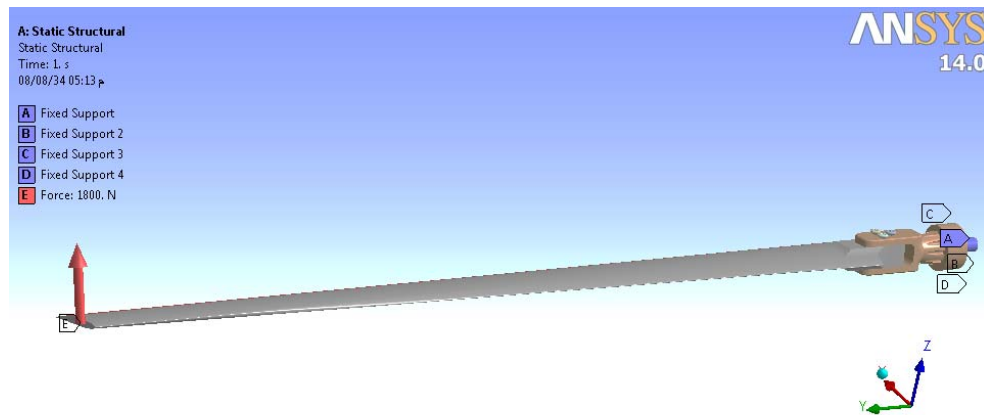


Fig.4.61. Point d'application de la force sur la pale

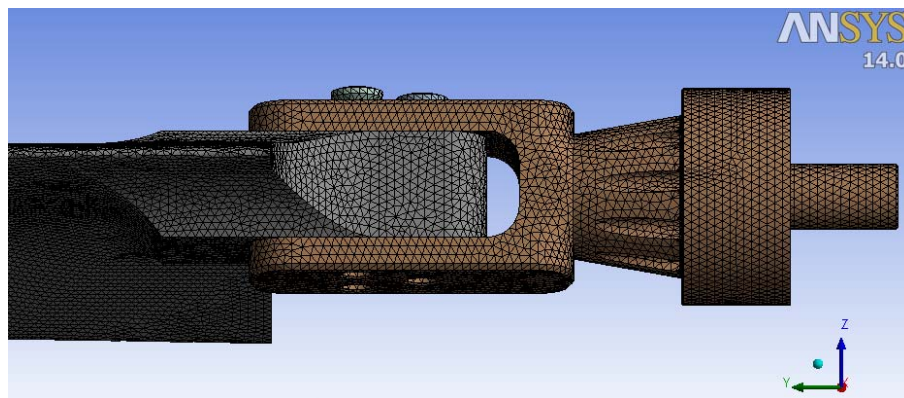
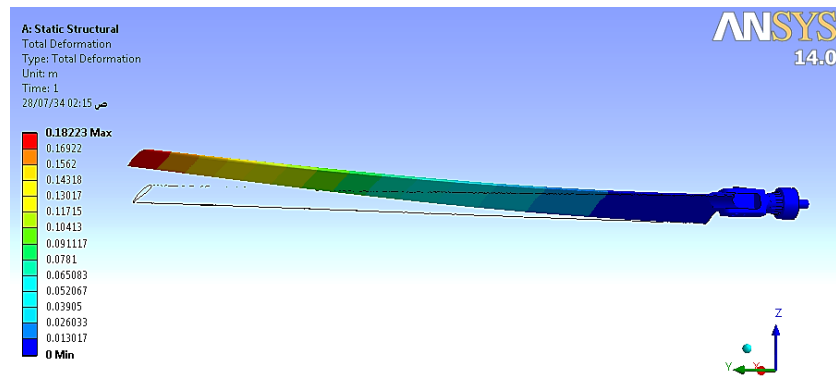


Fig.4.62. partie exemplaire de maillage

(Nœuds: 1628286, éléments: 1119471)

**Condition aux limites:** La pale est considérée principalement sous l'effet de flexion avec l'application d'une force de 1.8 kN (en toute rigueur, la torsion ainsi que le phénomène de déversement ne sont pas négligeables, mais on les suppose négligeables pour la raison de limitation du temps).

#### 4.2.4.1. La déformation totale:



**Fig.4.63.** déformation totale

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.18223 m

Valeur minimale: 0 m

**Analyse et localisation:** la valeur de la de déformation augmente avec l'augmentation de la distance par rapport au point fixe à l'extrémité droite de la figure. D'autre part, la déformation a agie comme un fléchissement, à cause de la forme de la pale qui peut être considérée comme une poutre fixée à un cote et libre à un autre. Ce fléchissement a une valeur maximale quand l'hélicoptère se déplace en descente verticale.

#### 4.2.3.2. La déformation élastique équivalente:

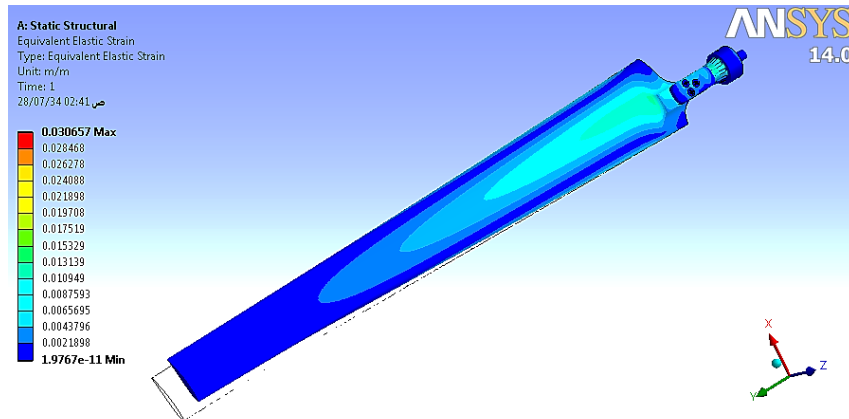


Fig.4.64. déformation élastique équivalente

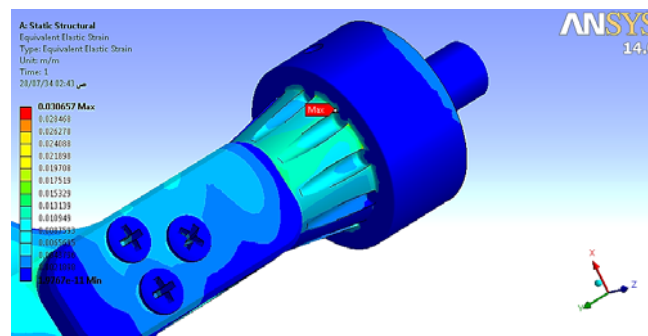


Fig.4.65. déformation élastique équivalente 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.030657

Valeur minimale:  $1.9767 \cdot 10^{-11}$

**Analyse et localisation:** la concentration de déformation élastique équivalente est localisée aux zones de contact entre le HUB et la pale. Cette concentration va générer des contraintes équivalentes.

#### 4.2.4.3. La déformation élastique principale maximale:

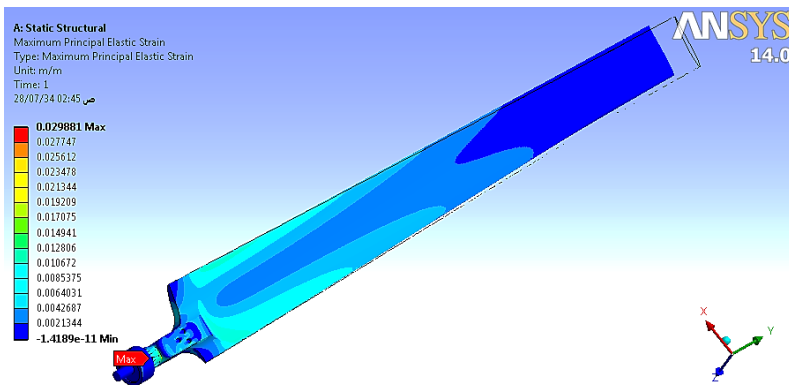


Fig.4.66. déformation élastique principale maximale

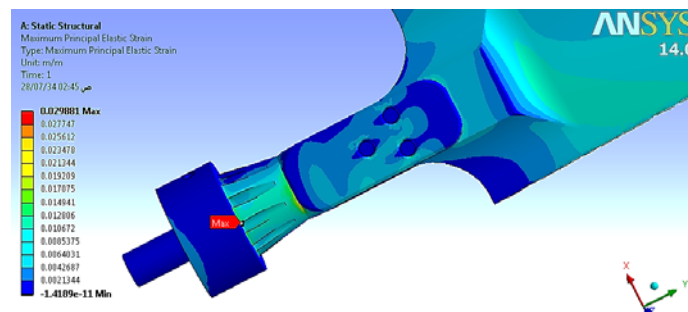


Fig.4.67. déformation élastique principale maximale 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.029881

Valeur minimale:  $-1.4189 \cdot 10^{-11}$

**Analyse et localisation:** une zone de concentration a été localisée le long de la pale, exactement sur la face étendue de la pale. Cette concentration va générer des contraintes principales maximales.

#### 4.2.4.4. La déformation élastique principale moyenne:

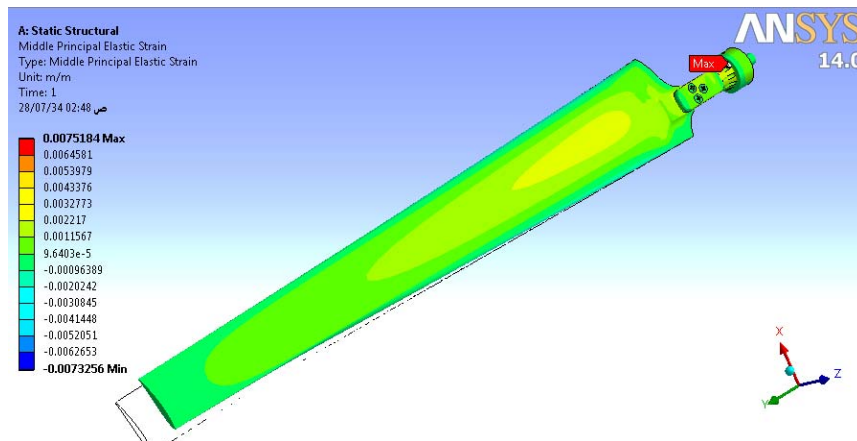


Fig.4.68. déformation élastique principale moyenne

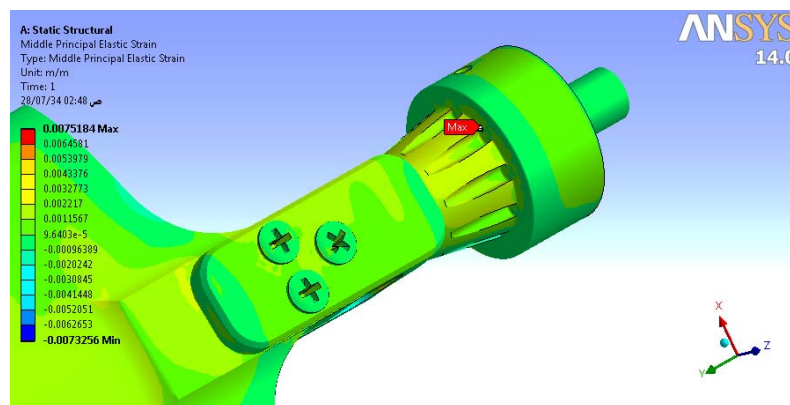


Fig.4.69. déformation élastique principale moyenne 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale: 0.0075184

Valeur minimale: -0.0073256

**Analyse et localisation:** une zone de concentration a été localisée à la surface comprimée de la pale et de HUB. Cette concentration va générer des contraintes principales moyennes. D'autre part on remarque qu'une grande zone de déformation élastique est localisée au HUB, cela signifie que la force de fléchissement appliquée sur la pale n'a pas de grande influence sur l'augmentation de risque d'une cassure éventuelle, à cause de l'utilisation du titane dans la construction de la pale.

#### 4.2.4.5. La déformation élastique principale minimale:

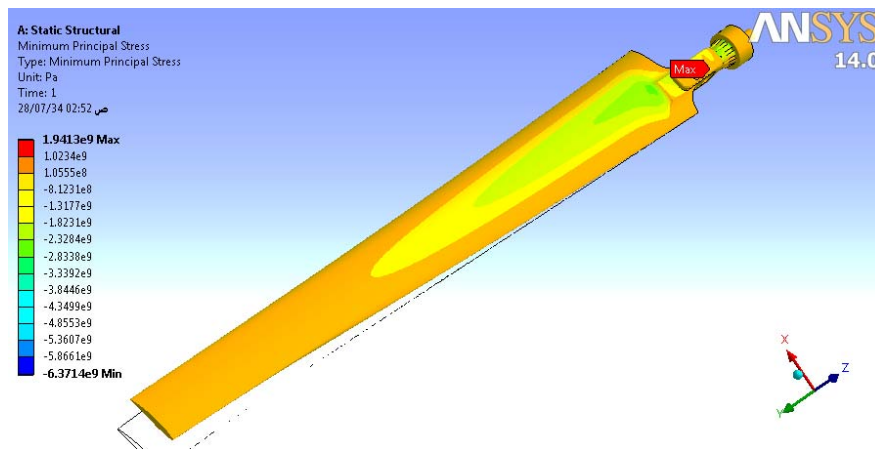


Fig.4.70. déformation élastique principale minimale

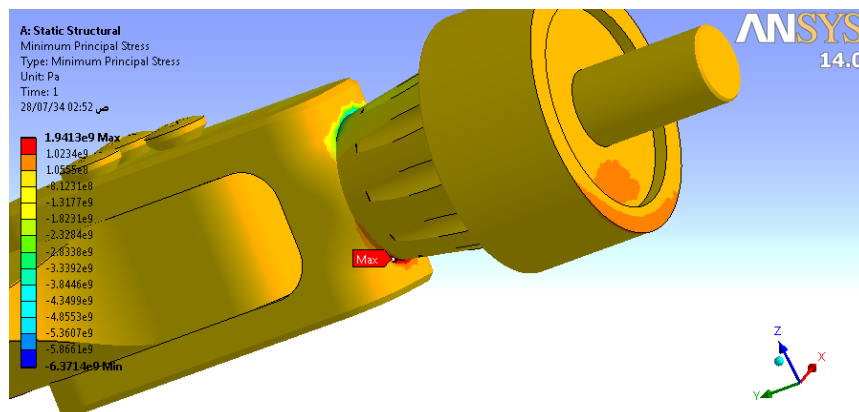


Fig.4.71. déformation élastique principale minimale

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $1.9413 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-6.3714 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** toute la pale est soumise sous une concentration de déformation élastique principale minimale sauf les parties où on a localisé des déformations élastiques principales maximales et moyennes. Cette concentration va générer des contraintes principales minimales.

#### 4.2.4.6. La contrainte équivalente:

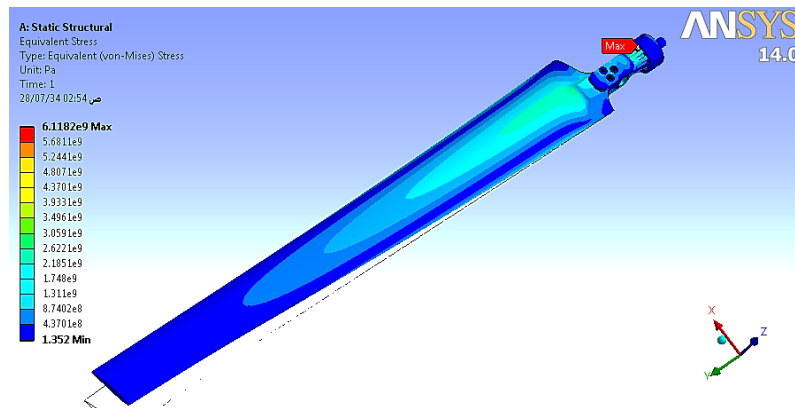


Fig.4.72. contrainte équivalente

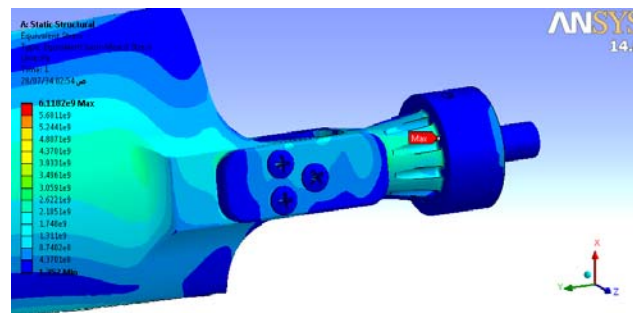


Fig.4.73. contrainte équivalente 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $6.1182 \cdot 10^9$

Valeur minimale: 1.352

**Analyse et localisation:** des zones critiques de contrainte équivalente sont localisées où le matériau est comprimé à cause de la concentration de déformation élastique, la valeur maximale de la contrainte équivalente se localise au HUB, notre pale est en sécurité.

#### 4.2.4.7. La contrainte principale maximale:

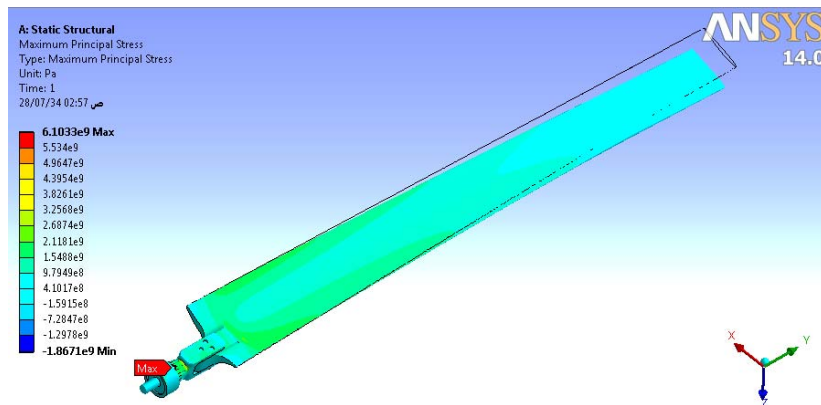


Fig.4.74. contrainte principale maximale

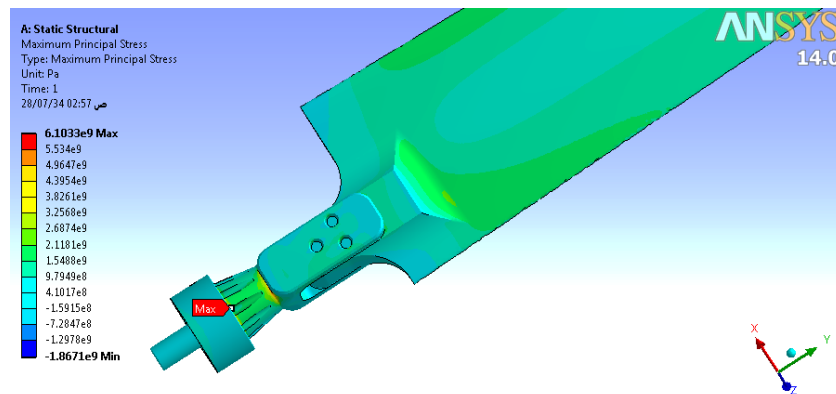


Fig.4.75. contrainte principale maximale

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $6.1033 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-1.8671 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte correspondent à la déformation élastique maximale, le danger d'une cassure n'est pas probable comme on a décrit Précédemment.



#### 4.2.4.8. La contrainte principale moyenne:

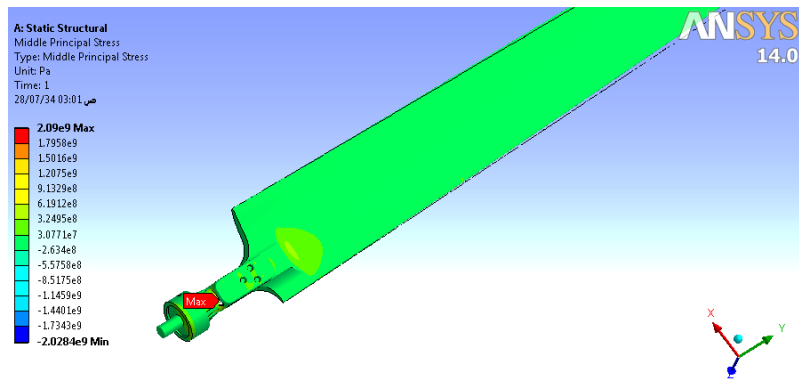


Fig.4.76. contrainte principale moyenne

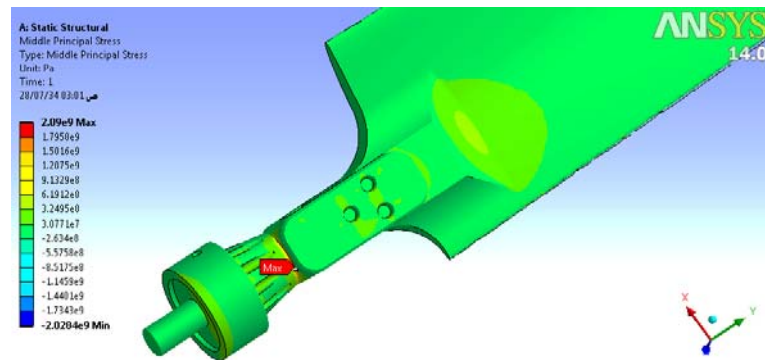


Fig.4.77. contrainte principale moyenne 2

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $2.09 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-2.0284 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** la même remarque que le résultat précédent.

#### 4.2.4.9. La contrainte principale minimale:

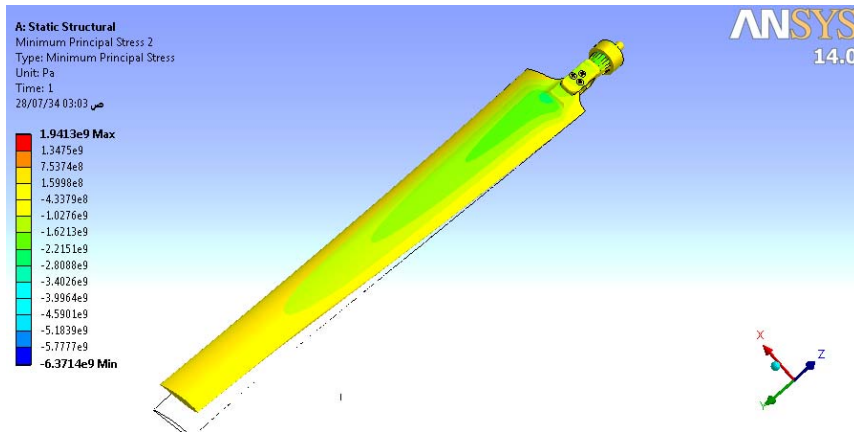


Fig.4.78. contrainte principale minimale

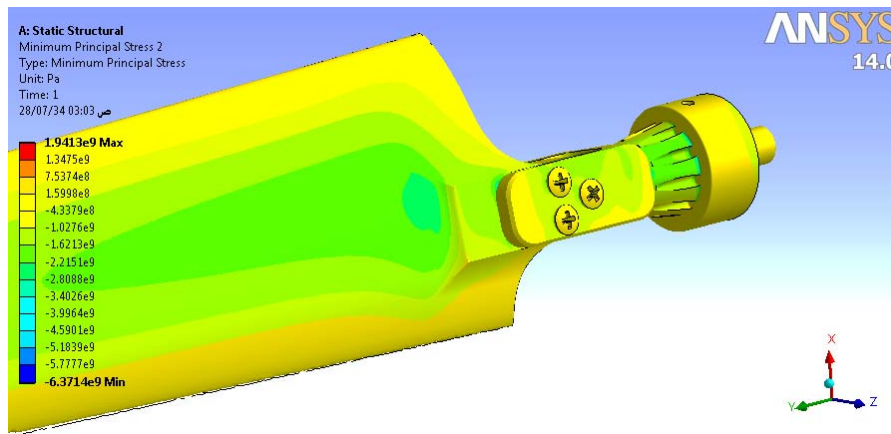


Fig.4.79. contrainte principale minimale 2

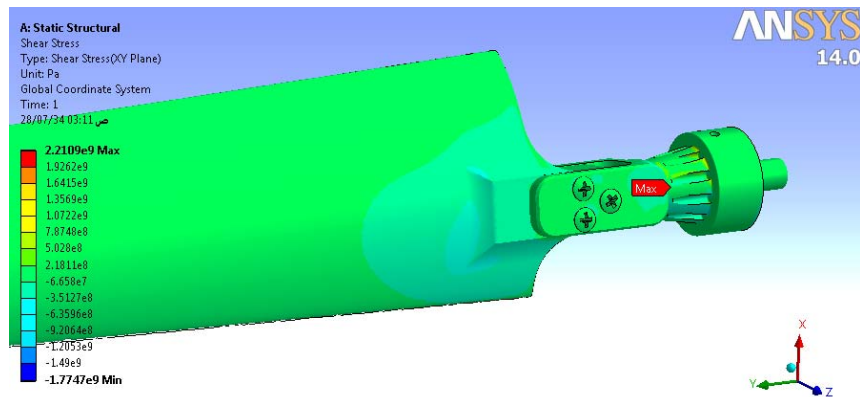
D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $1.9413 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-6.3714 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** ces concentrations de contrainte correspondent à la déformation élastique minimale et n'ont pas de grande influence sur l'augmentation de danger de cassure.

#### 4.2.4.12. La contrainte de cisaillement:



**Fig.4.80.** contrainte de cisaillement

D'après la figure on retire les résultats suivants:

Valeur maximale:  $2.2109 \cdot 10^9$

Valeur minimale:  $-1.7747 \cdot 10^9$

**Analyse et localisation:** la contrainte de cisaillement n'a pas de grande influence sur l'augmentation de danger de cassure. La valeur maximale est localisée au HUB.

# Conclusion et Recommandation

Après cette analyse du rotor principal de l'hélicoptère aux différents types de vol vertical et horizontal ainsi que son fonctionnement et son analyse structurale délicate avec des simulations numériques en se basant sur la méthode des éléments finis utilisant l'élément tétraèdre et **utilisant le logiciel Ansys 14.0**, il a été constaté que :

- L'étude de fonctionnement du rotor principal en vol vertical est le plus important pour la détermination des forces et des moments appliqués sur le rotor. Ainsi il a été constaté que les cinq parties vitales très importantes pour le bon fonctionnement du rotor principal se résument essentiellement en : l'arbre de transmission, le collecteur principal, le Hub, le bras du pas collectif et la pale où les distributions des forces et les moments sont très importantes.
- En conséquence, une panne dans le bras du pas collectif engendre des instabilités dangereuses pour l'hélicoptère, surtout en vol stationnaire. Ce qui peut produire des pannes dans le Hub ou dans le collecteur principal. Ces derniers sont fatales pour l'appareil et peuvent même causer son crache.
- Dans notre analyse les zones critiques qui peuvent induire des cassures ou des fissures dans les principales parties de l'hélicoptère ont été localisées où les contraintes principales sont maximales ; et elles se situent dans les zones de contact entre l'arbre de transmission et le collecteur principal, le bras du pas collectif et le Hub.
- Par ailleurs, il a été constaté que le cas le plus difficile pour le control et la stabilité de l'hélicoptère est situé durant le vol stationnaire.

Et enfin, et après ces constatations, on peut recommander ce qui suit :

- Encourager l'analyse par modélisation numérique en aéronautique en générale et dans les différentes parties des avions et des hélicoptères durant leur fonctionnement afin d'augmenter leur performance et leur sécurité du vol.
- Utiliser le logiciel AnSys de plus en plus dans les études effectuées par les ingénieurs et chercheurs en domaine de l'aéronautique.
- Encourager aussi l'utilisation des aéronefs et des hélicoptères dont ces derniers restent toujours difficiles à contrôler par rapport aux avions à voilures fixes.



## *Reference bibliographique*

- [Ref.1] Seddon.J and Newman.S (2011): **Basic Helicopter Aerodynamics**. Edition 3, J.WILEY and sons.
- [Ref.2] Gareth.D (2007): **Helicopter Flight Dynamics**. Edition 2, Blackwell.
- [Ref.3] Alastair.K and Fitzpatrick.H (2002): **Helicopter Test and Evaluation**. Edition 2, Blackwell.
- [Ref.4] Filippone.A (2006): **Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft**. Edition, ELSEVIER.
- [Ref.4] Kermode.A.C (2006): **Mechanics of Flight**. Edition 11, PEARSON.
- [Ref.5] Filippone.A (2006): **Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft**. Edition, ELSEVIER.
- [Ref.6] Hull.G.D (2007): **Fundamentals of Airplane Flight Mechanics**. Edition, Springer.
- [Ref.7] Kermode.A.C (2006): **Mechanics of Flight**. Edition 11, PEARSON.
- [Ref.8] Asselin.M (1997): **An introduction to Aircraft Performance**. Edition, AIAA education series.
- [Ref.9] Eabridge.A and Moir.I (2008): **Aircraft Systems**. Edition 3, J.WILEY and sons.
- [Ref.10] Eabridge.A and Moir.I (2008): **Aircraft Systems**. Edition 3, J.WILEY and sons.
- [Ref.11] Filippone.A (2006): **Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft**. Edition, ELSEVIER.
- [Ref.12] Filippone.A (2006): **Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft**. Edition, ELSEVIER.
- [Ref.13] Gareth.D (2007): **Helicopter Flight Dynamics**. Edition 2, Blackwell.
- [Ref.14] Alastair.K and Fitzpatrick.H (2002): **Helicopter Test And Evaluation**. Edition 2, Blackwell.
- [Ref.15] Asselin.M (1997): **An introduction to Aircraft Performance**. Edition, AIAA education series.
- [Ref.16] Filippone.A (2006): **Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft**. Edition, ELSEVIER.
- [Ref.17] Filippone.A (2006): **Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft**. Edition, ELSEVIER.

[Ref.18] C.Y.Michael (1997): **AirFrame stress analysis and sizing**. Edition 2, Hong Kong Comlit press.

[Ref.19] Suresh.S (1998): **Fatigue of Materials**. Edition 2, Cambridge University press.

[Ref.20] Easley.G and Waas.M (2011): **ANALYSIS STRUCTURES An Itroduction Including Numerical Methods**. Edition, J.WILEY and sons.

[Ref.21] Bruse.K.D (2008): **Analysis of Aircraft Structures**. Edition 2, Cambridge University press.

[Ref.22] Megson.T.H.G (2010): **Introduction to Aircraft Structural Analysis**. Edition 1, Cambridge University press.

[Ref.23] Dewey.H (2002): **Itroduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity**. Edition, AIAA education series.

[Ref.24] Megson.T.H.G (2010): **Introduction to Aircraft Structural Analysis**. Edition 1, Cambridge University press.

للتواصل مع المؤلف :

جوال : 05.54.77.27.98

البريد الإلكتروني : [foued.su47@gmail.com](mailto:foued.su47@gmail.com)



